

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
«Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)»

На правах рукописи

БОЛДЫРЕВА АННА АЛЕКСАНДРОВНА

**РАЗРАБОТКА НОВЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ И
МЕТОДОВ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВОЗДУШНО-ГАЗОВОЙ СИСТЕМЫ
ДИРИЖАБЛЕЙ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ**

Специальность 05.07.02 – Проектирование, конструкция и
производство летательных аппаратов

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:

доктор технических наук, старший
научный сотрудник
Кирилин Александр Николаевич

Москва 2016

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение	5
Глава 1. Аналитическое исследование проблем и классификаций воздушно-газовых систем аэростатических летательных аппаратов	17
1.1 Роль и место воздушно – газовой системы в дирижаблях	17
1.2 Классификации аэростатических летательных аппаратов по типу воздушно – газовой системы	18
1.2.1 Открытые и закрытые воздушно-газовые системы	20
1.2.2 Баллонетные и безбаллонетные воздушно-газовые системы	24
1.2.3 Воздушно-газовые системы с различными типами подъемного газа	27
1.2.3.1 Общая характеристика подъемных газов	27
1.2.3.2 Гелий	28
1.2.3.3 Флегматизированный водород	31
1.3 Функциональные возможности воздушно-газовой системы дирижаблей жесткого типа нового поколения	33
1.3.1 Общая характеристика функциональных возможностей воздушно-газовой системы дирижаблей жесткого типа нового поколения	33
1.3.2 Управление аэростатической подъемной силой и обеспечение безопасности полета дирижабля жесткого типа нового поколения	35
1.3.3 Анализ возможных технических решений противообледенительной системы корпуса дирижабля жесткого типа нового поколения	35
1.3.4 Использование воздушно-газовой системы в качестве воздушно-балластной системы высокого давления	38
1.4 Выводы по 1 главе	40
Глава 2. Разработка методики проектирования и экспериментальные исследования параметров воздушно-газовой системы дирижабля нового поколения	42
2.1 Разработка методики проектирования геометрических и физических параметров воздушно-газовой системы дирижабля	42
2.1.1 Учет неоднородности изменения давления и температуры газов с подъемом на высоту	43
2.1.2 Расчет изменения объема газа в дирижабле с учетом термодинамического процесса в элементах воздушно-газовой системы	46
2.1.3 Общая потребная площадь основных элементов воздушно-газовой системы дирижабля	48
2.2 Расчетный блок «Аэростатика» как составная часть программного	

комплекса формирования облика дирижабля	49
2.3 Определение основных параметров воздушно-газовой системы дирижабля в зависимости от его объема, высоты полета, скороподъемности и типа несущего газа	53
2.3.1 Определение параметров воздушной системы	53
2.3.2 Определение параметров газовой системы	54
2.4 Сравнительная оценка параметров воздушно-газовой системы, рассчитанных по ранее используемой и усовершенствованной методикам	58
2.5 Выводы по 2 главе	59
Глава 3. Разработка и оценка эффективности воздушно-тепловой противообледенительной системы дирижабля жесткого типа нового поколения	60
3.1 Разработка методики оценки энергетических затрат, необходимых для эффективной работы противообледенительной системы дирижабля жесткого типа нового поколения	60
3.1.1 Математические модели вычислительной термо- и газодинамики для аналитического и численного теплового расчета противообледенительной системы корпуса дирижабля	62
3.1.2 Оценка доли площади поверхности дирижабля, закрываемой снегом за малый интервал времени	64
3.1.3 Методика оценки теплового потока, направленного на плавление снега	65
3.2 Расчетное исследование основных параметров противообледенительной системы корпуса дирижабля	66
3.2.1 Исходные данные	66
3.2.2 Численный метод на адаптивной сетке	67
3.2.3 Расчет теплового потока, уносимого с поверхности дирижабля, в осесимметричной постановке задачи при заданной температуре поверхности и скорости окружающего воздуха	68
3.2.3.1 Постановка граничных условий	70
3.2.3.2 Результаты численного моделирования ветрового обдува корпуса дирижабля	70
3.2.3.3 Оценка теплового потока, направленного на плавление снега	72
3.2.3.4 Выбор формулы для расчета коэффициента теплоотдачи от стенки дирижабля, пригодной для оперативных расчетов дирижаблей различных размерностей и с различным способом подачи тепла	73
3.2.3.5 Определение минимальной и максимальной тепловых мощностей с учетом выпадения снега на минимальную площадь и максималь-	

ную площадь дирижабля	74
3.2.4 Численное моделирование выпадения снега на корпус дирижабля	78
3.2.5 Исследование вариантов системы обогрева корпуса дирижабля	80
3.2.5.1 Способ подачи теплого воздуха снизу в зазор между внешней оболочкой и газовыми отсеками	80
3.2.5.2 Способ подачи теплого воздуха в нижний объем корпуса дирижабля	85
3.2.5.3 Способ подачи теплого воздуха в верхнюю часть оболочки дирижабля	86
3.2.6 Оценка потребной суммарной тепловой мощности для работы лучшего варианта противообледенительной системы дирижабля	92
3.3 Схемные решения воздушно – тепловой противообледенительной системы корпуса дирижабля жесткого типа	92
3.4 Выводы по 3 главе	95
Глава 4. Оценка возможности использования воздушно-газовой системы дирижабля в качестве воздушно-балластной системы высокого давления	97
4.1 Принцип работы воздушно-балластной системы высокого давления	97
4.2 Оценка массовой эффективности воздушно-балластной системы высокого давления с использованием уравнения Лапласа	99
4.3 Оценка массовой эффективности балластных емкостей высокого давления, выполненных из различных материалов	101
4.4 Выводы по 4 главе	102
Заключение	103
Список сокращений	105
Список литературы	106
Приложения	117
П.1 Копия акта о внедрении результатов исследования	118
П.2 Копия свидетельства о государственной регистрации программы для ЭВМ «Программный комплекс по формированию технико-экономических параметров транспортных дирижаблей нового поколения» № 2015613625 от 19.03.2015	120

ВВЕДЕНИЕ

В последние годы ученые ряда стран приходят к мнению, что применение дирижаблей может произвести революцию в технологии транспортных перевозок [12, 46, 52]. Транспортные дирижабли нового поколения по сравнению с летательными аппаратами (ЛА) тяжелее воздуха будут иметь малую материалоемкость, высокую весовую отдачу и топливную эффективность, низкую себестоимость транспортных операций [51, 54]. Им будет присущ более высокий уровень безопасности и экологичности. Одним из наиважнейших преимуществ дирижаблей перед другими видами транспорта является отсутствие для них ограничений по маршрутам передвижения. Они способны вертикально взлетать и садиться, летать на большие расстояния, доставлять грузы, в том числе крупногабаритные, «от двери до двери», требуя за это минимальных затрат на инфраструктуру [48].

Перспективным классом воздухоплавательной техники являются средневысотные ($H=3-8$ км) и стратосферные ($H=12-20$ км) аэростатические платформы [44]. Это аппараты двойного назначения. Их потенциальные области применения обширны: мониторинг земной поверхности, воздушного и водного пространств; телевизионная и сотовая связь, широкополосный интернет [95]. Стоимость высотных дирижаблей будет во много раз ниже стоимости существующих космических технологий. В отличие от спутников связи, аэростатические платформы могут периодически возвращаться на Землю для технического обслуживания, ремонта и замены целевой нагрузки.

В настоящее время в мире разработкой воздухоплавательных летательных аппаратов (ВПЛА) занимаются более 50 фирм [27, 28, 107, 108]. Они базируются преимущественно в Китае (21 воздухоплавательный институт), США (Lockheed Martin, Goodyear, Worldwide AEROS corp., Northrop Grumman, ABC) [83, 88, 91, 110], Германии (WDL, Zeppelin GmbH [21, 113, 126]), Англии (Advanced Technology Group) [34, 117]. В России на протяжении длительного времени проектированием ВПЛА занимаются Воздухоплавательный центр «Авгурь-РосАэроСистемы» [121], ДКБ-А [31] и ЗАО «Аэростатика» [42, 50, 99, 53]. Науч-

ные исследования ведутся в таких крупных научных центрах как ЦАГИ, ГосНИИАС, МАИ [79], ТТИ ЮФУ [76].

Среди типов ВПЛА, разрабатываемых и применяемых сегодня, лидирующие позиции занимают [47, 93, 98, 109, 111, 113]:

- классические многоцелевые и транспортные пилотируемые дирижабли;
- средневысотные пилотируемые / беспилотные дирижабли;
- беспилотные стратосферные аэростатические платформы;
- гибридные летательные аппараты;
- привязные аэростатные комплексы (ПАК).

По типу конструкции дирижабли подразделяются на мягкие, полужесткие и жесткие. Реализация крупногабаритных ЛА большой грузоподъемности возможна только при использовании многосекционной жесткой схемы дирижабля. Технологичность, ремонтпригодность и надежность такого типа конструкции не идет ни в какое сравнение с дирижаблями, выполненными по мягкой и полужесткой схемам. Поэтому в работе рассматриваются именно аппараты жесткой схемы.

В эксплуатации дирижабль представляет собой «живой организм», в котором происходят сложные физические процессы, контролируемые воздушно – газовой системой (ВГС). ВГС является главной системой дирижабля, обеспечивающей не только создание аэростатической подъемной силы ЛА, но и функционирование многочисленных ее подсистем, таких как подсистема управления сверхдавлением в корпусе ЛА, подсистема управления массово-инерционными характеристиками дирижабля, балластная, противообледенительная и др., от эффективности и надежной работы которых во многом зависят летно-технические характеристики и безопасность летательного аппарата в целом. Поэтому разработка и оценка эффективности новых технических решений и методов проектирования ВГС дирижаблей нового поколения является актуальной задачей.

Существующая на сегодня методологическая база проектирования ВГС является слабо разработанной и основанной на упрощенных зависимостях физических параметров атмосферы от высоты полета. Работы отечественных (С. А. Лосик, Ю. С. Бойко, С. В. Федоров, М. Я. Арие, А. М. Вахминцев) [7, 19, 24, 25, 60]

и зарубежных авторов (R. K. Smith, G. Khoury, H. Kollman, E. Mowforth) [78, 97, 103, 105, 115] в области проектирования ВГС дирижаблей преимущественно посвящены разработке газовых клапанов. При этом расчет расхода газа через клапаны ведется по упрощенным зависимостям, не учитывающим неоднородность изменения давления и температуры газов с подъемом на высоту, что особенно важно для высотных и стратосферных дирижаблей. Полностью отсутствуют табличные и графические зависимости геометрических параметров элементов ВГС от размерности и скороподъемности ВПЛА, уровня избыточного давления в корпусе ЛА, типа рабочего газа (гелий, флегматизированный водород, воздух).

Обязательным условием эксплуатации дирижаблей нового поколения должно стать наличие у них противообледенительной системы (ПОС) корпуса дирижабля, обеспечивающей круглогодичную стоянку дирижабля под открытым небом. Стоянка на причальной мачте при сильном снегопаде и обледенении, особенно характерном для российских широт, вследствие наличия больших поверхностей и хрупкости конструкции, может привести к разрушению дирижабля. Во 2-ой половине прошлого века фирмой TCOM, специализирующейся на разработке привязных аэростатов, совместно с геофизической лабораторией ВВС США [53] предпринималась попытка разрешения данной проблемы посредством различных механических и физико-химических способов (вибратор низкой частоты, пульсация давления в оболочке аэростата, скрепер, скоростной вентилятор, полимерные и полиуретановые покрытия, подогретая смесь этиленгликоля и воды, электрообогреватели). Однако все использовавшиеся способы по удалению снега и льда с поверхности аэростатов оказались трудоемкими и малоэффективными. Вместе с тем известно, что в авиации широко и успешно применяются воздушно-тепловые ПОС. Применение воздушно-теплого способа борьбы со снегом и льдом, являющегося элементов функционирования современной ВГС, должно стать генеральным направлением в разработке ПОС дирижаблей нового поколения.

Еще одной важной проблемой эксплуатации дирижаблей является необходимость их балластирования. В качестве балласта используют газообразные (воздух), жидкие и твердые вещества. В последние годы появились проекты транс-

портных гибридных дирижаблей жесткого типа – DRAGON’S DREAM – ML866 фирмы Aeros (США) [83, 88, 110], АТЛАНТ-30, АТЛАНТ-100 фирмы Авгурь - РосАэроСистемы (Россия)) [121], в которых ВГС является основной и единственной системой балластирования ЛА. Для обеспечения таких функциональных возможностей ВГС разработчики проектов предлагают закачивать воздух в балластные емкости под большим давлением. Идея очень заманчивая. Но насколько она прагматична с точки зрения массовой эффективности ВГС? Необходимы специальные исследования.

Целью диссертационной работы является повышение эффективности функционирования воздушно-газовой системы многоцелевых, транспортных и высотных дирижаблей жесткого типа нового поколения.

Для достижения поставленной цели в работе были решены следующие **задачи**:

- разработка методики проектирования геометрических параметров основных элементов ВГС многоцелевых, транспортных и высотных (в том числе стратосферных) дирижаблей;
- разработка методики оценки энергетических затрат, необходимых для эффективной работы ПОС дирижабля жесткого типа нового поколения;
- разработка схемных решений воздушно-тепловой ПОС корпуса дирижабля жесткого типа нового поколения;
- оценка возможности использования ВГС дирижабля в качестве воздушно-балластной системы высокого давления;
- разработка практических рекомендаций по заданию геометрических и физических параметров основных элементов ВГС дирижаблей в зависимости от объема, высоты полета, скороподъемности и типа газа.

Предметом диссертационного исследования является процесс проектирования ВГС многоцелевых, транспортных и высотных (в том числе стратосферных) дирижаблей жесткого типа и его важнейшие категории: объект, задачи и методы проектирования.

В качестве объектов исследования рассматриваются многоцелевые, транспортные и высотные (в том числе стратосферные) дирижабли жесткого типа в широком диапазоне размерностей.

Методика исследования. Разработка новых технических решений и методов проектирования ВГС дирижаблей нового поколения базируется на принципах:

- технического анализа и классификации аэростатических ЛА по типу их ВГС;
- анализа и синтеза сложных технических систем;
- вычислительной термо- и газодинамики для аналитического и численного теплового расчета ПОС корпуса дирижабля с использованием программного комплекса FlowVision 2.5;

и основных законах аэростатики: законе Архимеда, законе Бойля-Мариотта, законе Гей-Люссака и физических свойствах газов.

Достоверность полученных в диссертационной работе результатов подтверждается результатами численных экспериментов и имитационного моделирования, а также согласуется с данными экспериментов и результатами исследований других авторов, представленных в печатных изданиях.

Наиболее существенные новые научные результаты, полученные автором и выдвигаемые для защиты:

- усовершенствованная методика проектирования геометрических параметров основных элементов ВГС дирижабля, отличающаяся от известных учетом неоднородности изменения параметров внешней среды, учетом выбора протекающего термодинамического процесса в элементах ВГС дирижабля и расширением граничных условий до высоты функционирования стратосферных дирижаблей (с. 42);

- впервые предлагаемая методика оценки энергетических затрат, необходимых для эффективной работы ПОС дирижабля жесткого типа нового поколения, разработанная на основе применения воздушно-теплового способа борьбы со снегом (с. 60);

- схемные решения воздушно – тепловой ПОС корпуса дирижабля жесткого типа нового поколения (с. 92).

Практическая ценность диссертационной работы заключается в следующих аспектах:

- алгоритм, соответствующий предлагаемой методике проектирования геометрических параметров основных элементов ВГС и реализованный в модернизированном программном комплексе формирования облика дирижабля нового поколения, который имеет Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ № 2015613625 от 19.03.2015 и внедрен в проектно-конструкторскую деятельность Научно-производственной фирмы «Аэростатика»;

- предложены новые схемные решения воздушно-тепловой ПОС корпуса дирижабля и проведена оценка их энергетической эффективности, позволившая выявить предпочтительное схемное решение;

- проведена оценка возможности использования ВГС в качестве воздушно-балластной системы высокого давления;

- даны практические рекомендации по заданию геометрических параметров основных элементов ВГС дирижаблей в широком диапазоне их размерностей.

Выявленные закономерности между проектными параметрами и характеристиками ВГС дирижаблей могут быть использованы авиационными специалистами при разработке перспективных образцов ВПЛА.

Апробация работы. Основные результаты работы были доложены на ряде всероссийских и международных научно-технических и научно-практических конференций, форуме и семинаре: 7-ая, 8-ая Всероссийские научно - практические конференции «Перспективные системы и задачи управления». п.Домбай, Карачаево- Черкесская республика, 2012-2013гг.; III Международный научный семинар «Системный анализ, управление и обработка информации». п. Дивноморское, Краснодарский край, Россия, 27 сентября - 2 октября 2012 г.; X Международный научно-технический форум «Инновация, экология и ресурсосберегающие технологии». Ростов-на-Дону, Россия, 9-11 октября, 2012 г.; Ежегодная конференция Профессорско-преподавательского состава Донского государственного тех-

нического университета, г. Ростов-на-Дону, 13-17 мая, 2013 г.; «SAE 2013 AeroTech» конференция и выставка. Монреаль, Квебек, Канада, 24-26 сентября 2013 г.; «Реализация прикладных научных исследований и экспериментальных разработок по приоритетному направлению Транспортные и космические системы в 2014 году в рамках федеральной целевой программы "Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014 – 2020 годы», Московский государственный машиностроительный институт (МАМИ), г. Москва, 01 декабря, 2014 г.; 10-ая международный съезд и выставка Международной ассоциации дирижаблистов. Фридрихсхафен, Германия, 16-18 апреля, 2015 г.

Внедрение результатов работы. Разработанные автором теоретические и практические результаты использовались при:

- разработке эскизно-технического проекта «Комплекс дистанционно-пилотируемого дирижабля для ретранслятора связи», выполненного по заказу МО РФ, 2012 г.;

- разработке проекта «Формирование облика целевой нагрузки дирижабля, предназначенного для ведения аварийно-спасательных работ при ликвидации чрезвычайных ситуаций», выполненного по заказу МЧС РФ, 2012г.;

- разработке материалов в эскизный проект системы 201С6 в части высотных и стратосферного дирижаблей для обеспечения функционирования РЛС и специальных оптико-электронных комплексов, выполненного по заказу МО РФ, 2014 г.;

- выполнении НИР «МААТ – Многоуровневая транспортная система на базе стратосферных дирижаблей» (грант Евросоюза №285602), 2011-2015 гг.;

- выполнении прикладных научных исследований «Исследования и разработка критических технологий, необходимых для создания дирижаблей нового поколения с высокой энергетической, экологической и экономической эффективностью» по соглашению о предоставлении субсидии Министерством образования и науки РФ в целях реализации федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического

комплекса России на 2014 - 2020 годы». Уникальный идентификатор прикладных научных исследований (проекта) RFMEF157614X0058, 2014 г.

Публикации. Полученные в диссертации научные результаты представлены в 11 научных работах, в том числе 2 из них в перечне журналов, рекомендованных ВАК, и 2 – в издании, индексируемом в базе данных Scopus. Различные аспекты материалов, вошедших в диссертацию, отражены в 5 научно-технических отчетах. Также в рамках проведения исследований по диссертации получено 1 авторское свидетельство.

Структура и объем диссертационной работы. Диссертация состоит из введения, четырех глав, выводов, заключения, списка сокращений, списка литературы и приложений. Объем работы составляет 120 страниц, включая 49 рисунков и 15 таблиц. Список литературы содержит 125 наименований.

Во введении дается обоснование актуальности темы диссертации, приведены перспективы развития дирижаблей в различных областях человеческой деятельности, технические проблемы, которые необходимо преодолеть для создания ВГС жестких дирижаблей нового поколения, определены цели и задачи исследования.

В первой главе диссертации приведено аналитическое исследование проблем и способов реализации ВГС различных типов дирижаблей. Анализ существующих или применяемых ранее типов ВГС ЛА легче воздуха позволил классифицировать их по различным идентификационным признакам.

Предложена схема воздушно – газовой системы дирижабля жесткого типа нового поколения.

Рассмотрены функциональные возможности воздушно-газовой системы дирижабля нового поколения. В диссертационной работе затрагиваются как традиционные, так и инновационные вопросы функционирования ВГС, которые интересны с научной точки зрения. К традиционным функциональным возможностям можно отнести:

- управление аэростатической подъемной силой;
- управление сверхдавлением корпуса дирижабля;

- обеспечение безопасности полета.

К инновационным:

- управление температурными параметрами ВГС, в частности, разработка противообледенительной (противоснеговой) системы корпуса дирижабля;
- улучшение летно-технических характеристик при частичном использовании в качестве подъемного газа H_2 или СПГ.

Вопрос «Управления массово-инерционными характеристиками дирижаблей» не рассматривается вообще, так как является научно легко разрешимой задачей.

Вторая глава посвящена разработке методики проектирования и численным исследованиям параметров воздушно-газовой системы дирижабля нового поколения.

В работе предложена усовершенствованная методика проектирования основных элементов ВГС дирижаблей различного назначения (многоцелевых, транспортных и высотных) с учетом неоднородности изменения давления и температуры воздуха и несущих газов по высоте атмосферы и стратосферы, базирующаяся на основных законах аэростатики: законе Архимеда, законе Бойля-Мариотта, законе Гей-Люссака и физических свойствах газов. Расчетные формулы по определению геометрических параметров воздушной и газовой систем приведены применительно к адиабатическому процессу теплообмена несущего газа и воздуха в корпусе ЛА с окружающей средой.

Проведенные в диссертационной работе исследования существенно расширили функциональные возможности аэростатического блока разработанной ранее фирмой ЗАО «Аэростатика» программы для ЭВМ «Программный комплекс по формированию технико-экономических параметров транспортных дирижаблей нового поколения» и разрешили проблему по определению физических и геометрических параметров ВГС дирижабля. Был реализован и внедрен алгоритм, соответствующий предлагаемой методике проектирования основных элементов ВГС.

С помощью модернизированного программного комплекса были выполнены многопараметрические исследования по зависимости основных параметров

ВГС дирижабля от его объема, высоты полета, скороподъемности, заданного уровня избыточного давления в ВГС и типа газа (воздух, гелий, флегматизированный водород). В результате были получены табличные и графические зависимости основных элементов ВГС от указанных выше параметров, что позволило выработать практические рекомендации по выбору геометрических и физических параметров основных элементов ВГС дирижаблей.

В конце второй главы приведена сравнительная оценка геометрических параметров основных элементов ВГС, рассчитанных по ранее используемой и усовершенствованной методикам.

Третья глава диссертации посвящена разработке и оценке эффективности воздушно-тепловой ПОС дирижабля жесткого типа нового поколения.

Для оценки энергетических затрат, необходимых для эффективной работы ПОС дирижабля жесткого типа нового поколения, в диссертационной работе впервые была предложена методика, разработанная на основе применения воздушно-тепловой системы борьбы со снегом.

Проведено численное моделирование ветрового обдува многосекционного корпуса жесткого дирижабля средней грузоподъемности с использованием вычислительной термо- и газодинамики программного комплекса FlowVision 2.5. Получены табличные и графические зависимости предварительно рассчитанных значений потребной мощности от скорости полета дирижабля, необходимых для обеспечения эффективной работы воздушно-тепловой ПОС корпуса дирижабля жесткого типа.

С погрешностью 15% была установлена эмпирическая формула коэффициента теплоотдачи для предварительных расчетов теплового потока в зависимости от размеров корпуса дирижабля и режимных теплофизических параметров.

Произведена оценка потребной мощности ПОС, необходимой для плавления снега, падающего на корпус дирижабля во время его стоянки под открытым небом.

Проведено сравнение трех вариантов подачи теплого воздуха для нагрева внешней поверхности дирижабля: подача теплого воздуха в нижний объем; пода-

ча теплого воздуха снизу в зазор между оболочками и подача теплого воздуха из коллекторов сверху в зазор между оболочками, позволившее выявить наиболее энергетически эффективное решение.

Проведено численное моделирование выпадения снега на корпус дирижабля с использованием лагранжевой модели частиц, подтвердившее принятую схему расположения коллекторов подвода теплого воздуха.

В результате с учетом методики оценки потребного для дирижабля поступающего теплового потока для борьбы со снегом во время его стоянки было получено значение потребной суммарной тепловой мощности, необходимой для эффективной работы ПОС жесткого дирижабля.

По результатам оценки энергетических затрат, необходимых для эффективной работы ПОС дирижабля жесткого типа нового поколения, в диссертационной работе предложены схемные решения воздушно-тепловой ПОС корпуса дирижабля жесткого типа: бортовая ПОС с теплообменниками на базе маршевой силовой установки и ПОС с пристыковываемым теплообменником.

Четвертая глава диссертации посвящена оценке возможности использования ВГС дирижабля в качестве воздушно-балластной системы высокого давления.

Проведены исследования по оценке возможности использования ВГС в качестве воздушно-балластной системы высокого давления в современных проектах транспортных гибридных дирижаблей жесткого типа. На простых алгебраических зависимостях с использованием уравнения Лапласа в диссертации показано, что использование в ВГС дирижабля сжатого до нескольких атмосфер воздуха в качестве основного и единственного балласта при современном уровне материаловедения не представляется возможным, так как приведет к огромному увеличению массы балластной системы.

В заключении диссертации приведены основные положения диссертации, характеризующие ее научное содержание как разработку новых технических решений и методов проектирования ВГС дирижаблей нового поколения.

Приложения к диссертационной работе включают следующие материалы:

- копию акта о внедрении результатов исследования;
- копию свидетельства о государственной регистрации программы для ЭВМ «Программный комплекс по формированию технико-экономических параметров транспортных дирижаблей нового поколения» № 2015613625 от 19.03.2015.

ГЛАВА 1. АНАЛИТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОБЛЕМ И КЛАССИФИКАЦИЙ ВОЗДУШНО-ГАЗОВЫХ СИСТЕМ АЭРОСТАТИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

1.1 Роль и место воздушно – газовой системы в летательных аппаратах легче воздуха

Аэростатический принцип создания подъемной (архимедовой) силы используется тремя классами летательных аппаратов (ЛА) легче воздуха [18]: свободными аэростатами (газовыми и тепловыми) [2], привязными аэростатами [20] и дирижаблями [7-9, 53, 69, 86, 97, 112, 120] (рис. 1.1). Предметом изучения данной работы являются дирижабли, а точнее — наиважнейшая из систем — воздушно-газовая [92].

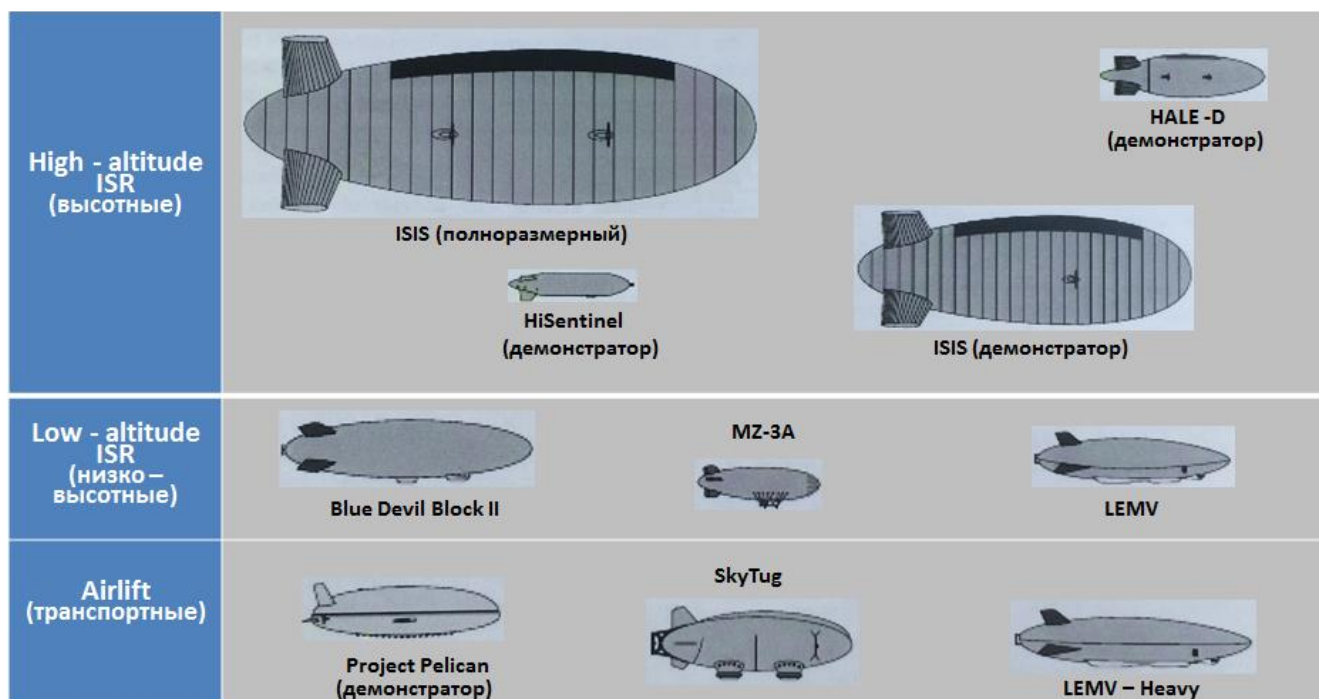


Рисунок 1.1 – Современные проекты аэростатических ЛА Министерства обороны США

Аэростатический принцип полета [80, 84] базируется на законе Архимеда и физических свойствах газов. Так как аэростатическая подъемная сила дирижабля напрямую зависит от разности плотностей воздуха и несущего газа (гелия или водорода) [59], то разработчики воздухоплавательной техники должны уделять пер-

востепенное внимание зависимости плотности газов от физических параметров атмосферы и стратосферы.

Известно, что плотность воздуха преимущественно зависит от давления и температуры. Температура воздуха имеет суточные и сезонные колебания, давление и температура воздуха очень сильно зависят от высоты, на которой выполняется полет. По этим причинам объемные соотношения между несущим газом и воздухом в корпусе дирижабля постоянно меняются. Несущий газ, в силу того, что он «отвечает» за подъемную силу и к тому же имеет высокую стоимость, по массе остается неизменным, но меняется по объёму — расширяется при увеличении температуры или подъеме на высоту и, наоборот, сужается при обратных процессах. Свободную от несущего газа часть объема корпуса заполняет воздух. При этом он выполняет очень важные функции:

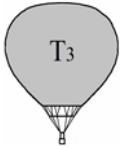

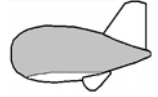
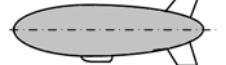


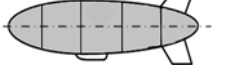
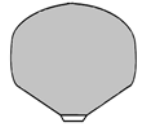
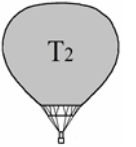


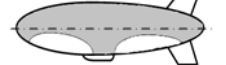



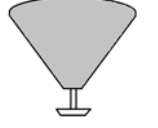
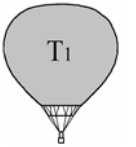





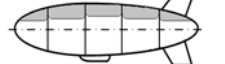

- служит балластом, изменяя, как того требует ситуация, полетную массу дирижабля;
- обеспечивает гарантированный уровень сверхдавления в оболочке для возможности восприятия аэродинамических нагрузок;
- управляет температурными параметрами ВГС и др.

Из вышесказанного можно заключить: дирижабль в эксплуатации [13] представляет собой «живой организм», в котором происходят сложные физические процессы, контролируемые ВГС.

1.2 Классификации аэростатических летательных аппаратов по типу воздушно-газовой системы

Анализ существующих или применяемых ранее типов ВГС летательных аппаратов легче воздуха [22, 35, 40, 49, 73, 77, 82, 109] позволил классифицировать их по различным идентификационным признакам (рис.1.2):

1. Открытые и закрытые системы. К открытой системе можно отнести ЛА, воздушно-газовая система которых непосредственно взаимодействует с атмосферой (тепловые аэростаты, дирижабли «Цепелинновского типа» [126]),

Тип системы		ОТКРЫТЫЕ СИСТЕМЫ		ЗАКРЫТЫЕ СИСТЕМЫ					
		Тепловой аэростат (ББС)	Дирижабли «Цепелиновского типа» (ББС)	Аэростаты	Низко- и средневысотные дирижабли			Стратосферные дирижабли	
Типы дирижаблей и аэростатов				Привязные / свободные газовые аэростаты (БС)	Мягкие, блимпы (БС)	Полужесткие (БС)	Жесткие (ББС)	Классической формы (ББС)	Крейсеры и фидеры системы МААТ (ББС)
ВЫСОТА ПОЛЕТА ЛА	H ₃								
	H ₂								
	H ₁								

■ – подъемный газ, □ – воздух; H₁, H₂ и H₃ - три различные высоты подъема ЛА, при этом H₃ – высота выполнения; БС – баллонетные системы, ББС – безбаллонетные системы;

T₁, T₂, T₃ – температура теплого воздуха на высотах H₁, H₂ и H₃

Рисунок 1.2 – Классификация аэростатических летательных аппаратов по типу их ВГС

а к закрытым – ЛА, имеющие избыточное давление внутри корпуса (мягкие, полужесткие [66], жесткие [30]).

2. Баллонетные (БС) и безбаллонетные системы (ББС). К последним можно отнести тепловые аэростаты, дирижабли «Цепелиновского типа», жесткие дирижабли, крейсера и фидеры системы МААТ (Multibody Advanced Airship for Transport) [106].

3. По типу используемого подъемного газа: гелий, флегматизированный водород или теплый воздух.

На рисунке 1.2 схематически изображены ЛА легче воздуха в соответствии с предложенными и описанными выше классификациями. Серым цветом во всех случаях, выделено пространство, занимаемое подъемным газом (водородом или гелием, имеющими значительную удельную подъемную силу), кроме случая теплового аэростата, для которого подъемную силу обеспечивает теплый воздух. Белым цветом обозначено воздушное пространство. В качестве H_1 , H_2 и H_3 взяты три различные высоты подъема ЛА, при этом H_3 – высота выполнения. T_1 , T_2 , T_3 – температура теплого воздуха на высотах H_1 , H_2 и H_3 .

Выбор типа ВГС зависит от типа летательного аппарата, его конструктивных и функциональных возможностей.

Далее рассмотрим на примерах более подробно особенности воздушно-газовых систем.

1.2.1 Открытые и закрытые воздушно-газовые системы

ВГС дирижаблей жесткого типа нового поколения должна иметь, как минимум, два принципиальных отличия от аналогичной системы «Цепелиновского» типа [103]:

1) поддерживать избыточное давление в корпусе ЛА, то есть быть системой закрытого типа;

2) обеспечивать в верхней части внешней оболочки прогрев, достаточный для расплавления снега и наледи, которые могут в большом количестве скопиться на ЛА в непогоду во время стоянки.

Жесткие дирижабли 1-го поколения проектировались с таким расчетом, чтобы их ВГС была открытого типа. Такой подход исключал установку воздушных клапанов большой производительности и существенно снижал нагрузку на матерчатую обшивку корпуса дирижабля. Однако отсутствие избыточного давления в корпусе ЛА привело к необходимости генерирования плоских обшивочных панелей с дуосным натяжением, что существенно повысило трудоемкость сборочных работ, несколько увеличило лобовое сопротивление корпуса дирижабля, ухудшило эстетику воздушного корабля.

Жесткие дирижабли нового поколения по сравнению с жесткими дирижаблями 1-го поколения будут иметь такие новшества, как воздушный зазор между внешней оболочкой и газовыми мешками, килевую балку и двойную оболочку. Конструктивно-силовая схема жесткого дирижабля нового поколения приведена на рисунке 1.3.

На рисунке 1.4 приведен один из возможных вариантов схемного решения ВГС системы (за исключением теплозащиты корпуса) современного дирижабля жесткого типа.

Основными элементами ВГС являются:

- газовые мешки;
- магистральный трубопровод;
- узлы управления газовым потоком;
- газовые и воздушные клапаны;
- впускной и выпускной воздушные клапаны большой производительности;
- вентиляторы воздушные;
- устройство для очистки подъемного газа.



Рисунок 1.3 – Конструктивно – силовая схема дирижабля жесткого типа нового поколения

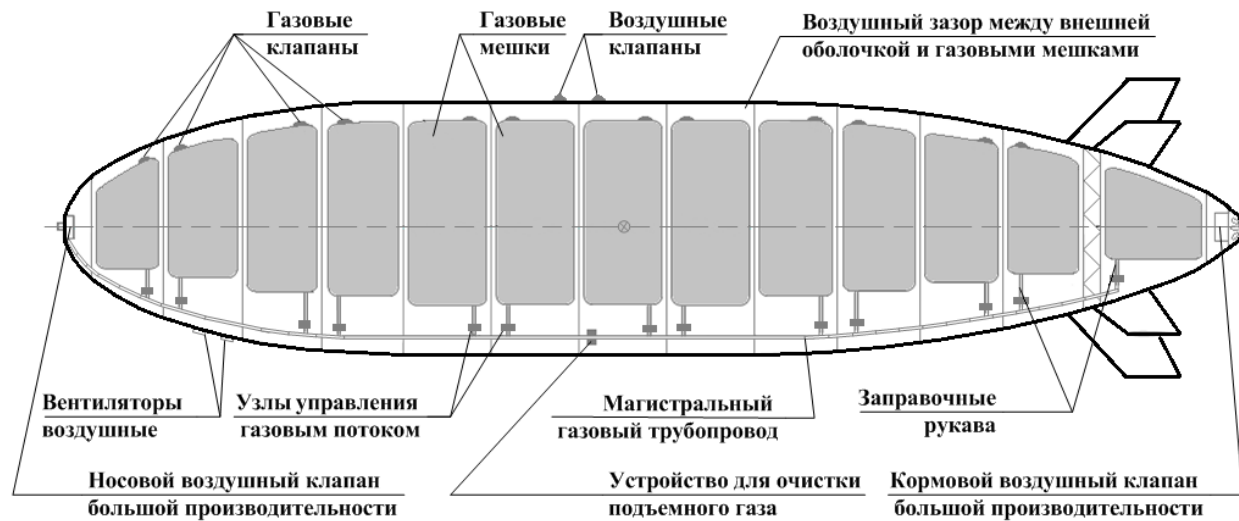


Рисунок 1.4 – Схема воздушно – газовой системы дирижабля жесткого типа нового поколения

Магистральный трубопровод предназначен для наполнения (подполнения) газовых мешков подъемным газом, а также перераспределения подъемного газа между газовыми отсеками.

Узлы управления газовым потоком в зависимости от режимов работы перепускного клапана (открыт / закрыт) и реверсного вентилятора (прямой или обратный ход) формируют перемещение подъемного газа в газовый отсек или в обратном направлении и с помощью расходомера ведут его количественный учет.

Назначение газовых клапанов – предотвращение разрушения газовых мешков от чрезмерного избыточного давления. Они могут также использоваться для выпуска несущего газа в атмосферу при демонтаже газовых мешков.

Верхние воздушные клапаны выполняют три функции:

- 1) позволяют вентилировать воздушное пространство внутри корпуса дирижабля;
- 2) позволяют выпустить подъемный газ из газовых мешков в случае нештатной ситуации;
- 3) являются предохранительными на случай выхода из строя выпускного воздушного клапана большой производительности.

Носовой и кормовой воздушные клапаны большой производительности обеспечивают подъем (снижение) ЛА со скоростью не менее 15м/с. При этом наполнение корпуса воздухом при снижении дирижабля осуществляется через носовой клапан за счет энергии набегающего воздушного потока.

Воздушные вентиляторы служат для поддува воздуха в корпус дирижабля во время его стоянки на швартовочном устройстве. Работа воздушных вентиляторов позволяет, несмотря на переменную интенсивность солнечного излучения и температурные перепады воздуха, поддерживать избыточное давление в корпусе ЛА, достаточное для придания ему аэродинамической формы.

Необязательным, но очень желательным элементом современной ВГС является расположенное на борту ЛА устройство для очистки несущего газа от загрязняющих его примесей. Такое устройство может иметь малую производительность и вес при условии, что оно будет работать практически постоянно, включая полетное время.

1.2.2 Баллонетные и безбаллонетные воздушно-газовые системы

Отличительной особенностью большинства ВГС аэростатических ЛА (привязные / свободные газовые аэростаты, мягкие и полужесткие дирижабли) является наличие механизма саморегулирования давления подъемного газа в корпусе дирижабля при изменении высоты его подъема. Саморегулирование осуществляется с помощью, так называемых, баллонетов, представляющих собой воздушные емкости, расположенные внутри оболочки и предназначенные для компенсации изменений объема газа, поддержания избыточного давления внутри оболочки и балансировки дирижабля [62].

Стабильность и безопасность выполненной оболочки корпуса мягкого дирижабля обеспечивается изменением количества $M_{бал}(h)$ и давления воздуха в баллонетах $P_{бал}(h)$. Расчетная схема дирижабля с баллонетной системой внутрикорпусного давления показана на рисунке 1.5.

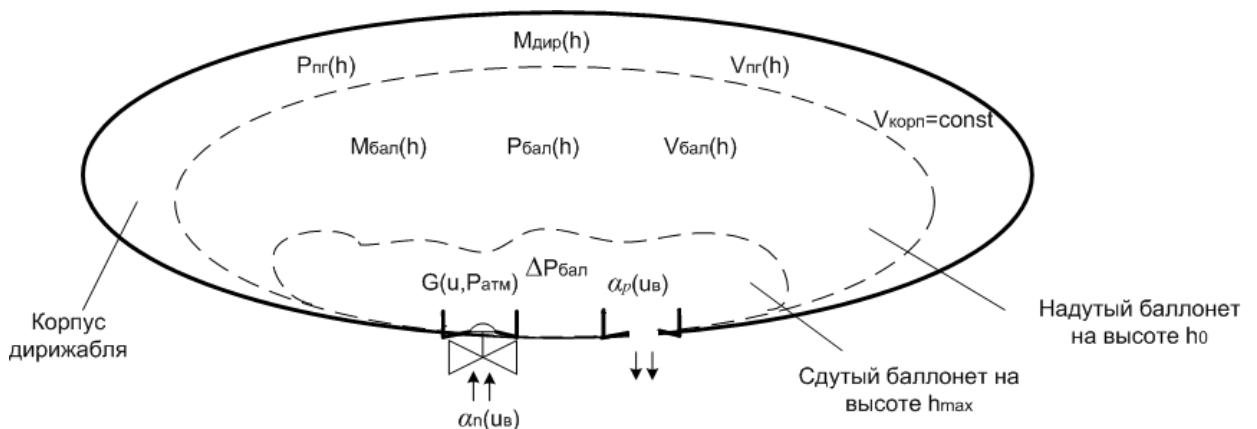


Рисунок 1.5 - Аэростатический летательный аппарат с баллонетной системой регулирования внутрикорпусного давления

Стенка баллонета считается условно «вялой», т.е. не создающей сопротивления перемещению. Поэтому объем баллонета определяется объемом, занимаемым подъемным газом $V_{ПГ}(h)$, а тот, в свою очередь, - соотношением давлений самого подъемного газа $P_{ПГ}(h)$ и окружающего воздуха, с которым баллонет сообщается через систему впускных и выпускных клапанов. Канал ввода воздуха в баллонет оборудуется устройством нагнетания (УНВ), например, вентилятором. Клапаны и УНВ управляются автоматической системой, обеспечивающей поддержание в баллонете необходимого по конструктивным соображениям избытка давления относительно атмосферного воздуха. Такие системы впускных и выпускных клапанов, а также УНВ целесообразно применять не только в дирижаблях с полужесткой или мягкой конструкцией, но и в современных дирижаблях жесткого типа.

Описанный выше процесс возможен до тех пор, пока давление за бортом дирижабля не становится настолько мало, что расширившийся в его корпусе подъемный газ вытесняет из баллонета весь воздух, т.к. его давлению не в состоянии противодействовать напор $\Delta P_{бал}$, создаваемый устройством УНВ. Сформулированному условию соответствует нулевой запас воздуха в баллонете, что определяет границу работы баллонетной системы регулирования на высоте h_{max} .

Существенный недостаток мягких и полужестких дирижаблей состоит в том, что газовая оболочка непосредственно подвергается всем механическим воздействиям и влиянию метеоусловий. Быстрая утечка большого объема несущего газа при повреждении оболочки является серьезным препятствием для перехода к строительству нежестких дирижаблей большого объема [53].

Одним из примеров безбаллонетных систем является современный проект МААТ, поддерживаемый и финансируемый Евросоюзом в рамках седьмой рамочной программы [94]. Целью этого проекта является обеспечение экологически безопасной и комфортной транспортировки людей и грузов, причем на большие расстояния трансконтинентальных масштабов [64].

Транспортная система МААТ ориентирована на использование ЛА стратостатного типа, и ориентирована на стратосферные высоты. Учитывая сложность создания аэростатов, рассчитанных на движение, как на тропосферном, так и на стратосферном уровнях, в основу системы МААТ заложен принцип реализации двухуровневых коммуникаций. Основной уровень трансконтинентальных коммуникаций реализуется аэростатом-крейсером, осуществляющим непрерывное движение в стратосфере на высоте 16-20 км по энергетически экономным маршрутам трансконтинентального масштаба. Вспомогательный (подчиненный) уровень реализуется универсальным аэростатом-челноком (рис. 1.6), который осуществляет перевозки людей и грузов с земли на крейсер и обратно [63, 65, 122].

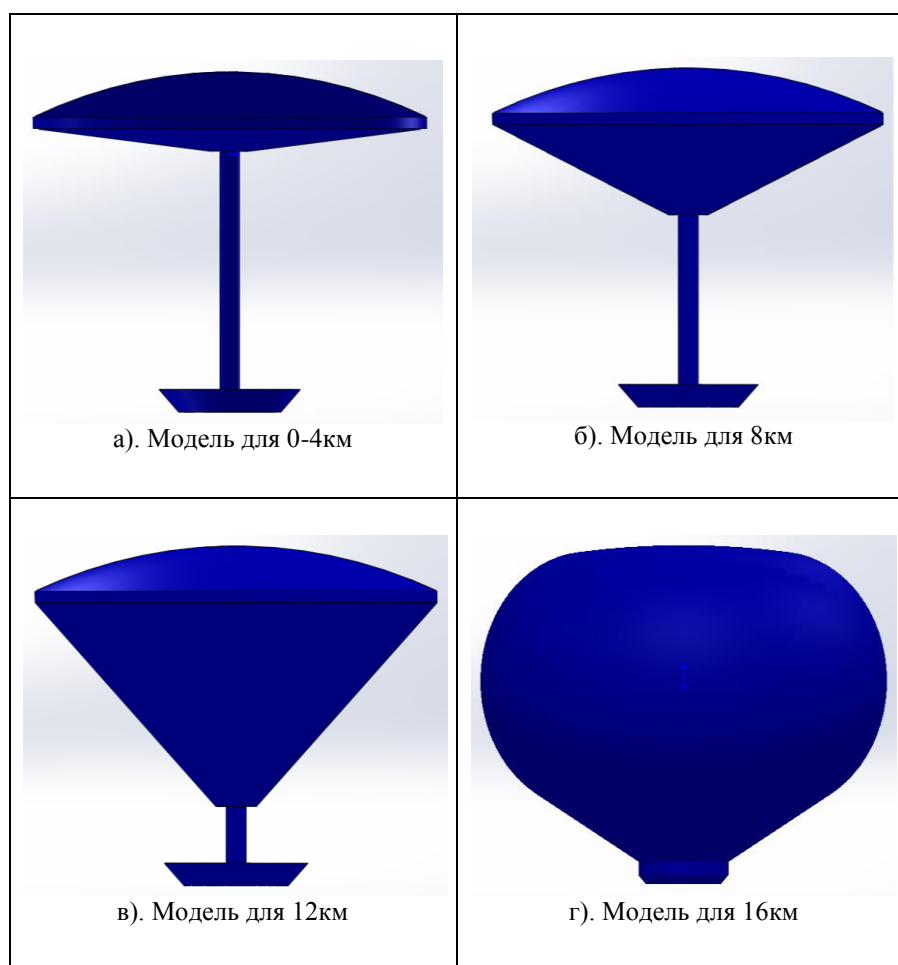


Рисунок 1.6 а, б, в, г – Модели аэростата-челнока для различных высот

Во всех аэростатах подъемную силу создает подъемный газ. От его количества и занимаемого в среде плавания – воздухе, объема зависит подъем-

ная сила. Поэтому ВГС аэростата-челнока разработана таким образом, чтобы можно было варьировать количеством подъемного газа, закаченным в упруго-эластичную оболочку [29, 41], для того чтобы поднимать аэростат с заданной скороподъемностью на заданную высоту.

Идея разработки стратосферных дирижаблей и аэростатических платформ безусловно является перспективной, и их потенциальные области применения обширны: мониторинг земной поверхности, воздушного и водного пространств; телевизионная и сотовая связь, широкополосный интернет [93]. Однако не совсем понятна цель разработки проекта МААТ - транспортировка грузов и людей на стратосферных высотах, где подъемная сила во много раз ниже и наблюдается агрессивная среда – низкие температуры и разреженный воздух. И второй важный момент - предлагаемая форма аэростатов-челноков значительно проигрывает классической форме дирижаблей по аэродинамическим показателям [33, 37, 55, 58]. Поэтому для выполнения транспортных операций [32] более подходящим и выигрышным вариантом является применение низковысотных ($H=1-4$ км) транспортных дирижаблей жесткого типа нового поколения.

1.2.3 Воздушно-газовые системы с различными типами подъемного газа

1.2.3.1 Общая характеристика подъемных газов

В пункте 1.2 данной главы было выделено три классификации ЛА легче воздуха, одна из которых – классификация по типу подъемного газа. Так что же такое подъемный газ?

Подъемный газ – более легкий по сравнению с атмосферным воздухом газ, которым наполняют оболочку или газовые отсеки воздухоплавательного ЛА для создания аэростатической (архимедовой) подъемной силы [72].

От выбора того или иного подъемного газа зависят подъемная сила и экономика летательного аппарата, его безопасность.

На сегодняшний день в качестве подъемного газа в дирижаблях и аэростатах преимущественно используется водород и гелий. Исключением

являются только тепловые аэростаты, в которых подъемную силу обеспечивает теплый воздух. В таблице 1.1 [53] приведены значения плотности подъемных газов ρ_{Γ} и их удельной подъемной силы f_{Γ} для стандартных атмосферных условий на уровне моря – температура 288,16 К, давление 101325 Па, $\rho_{\text{в}} = 1,225 \text{ кг/м}^3$. Также указаны значения относительной подъемной силы \bar{f} , равной отношению подъемной силы газа к подъемной силе водорода (самого легкого подъемного газа): $\bar{f} = f_{\Gamma} / f_{\text{в}}$.

Таблица 1.1 – Параметры подъемных газов

Подъемный газ	Плотность газа $\rho_{\Gamma}, \text{ кг/м}^3$	Удельная подъемная сила газа $f_{\Gamma}, \text{ Н/м}^3$	Относительная подъемная сила \bar{f}
Воздух, нагретый до 100 °С	0,946	2,74	0,245
Водород	0,0852	11,18	1
Светильный газ	0,427 - 0,635	7,83-5,79	0,7 - 0,518
Гелий	0,169	10,36	0,927

Как видно из таблицы 1.1, именно водород и гелий имеют значительную удельную подъемную силу f .

1.2.3.2 Гелий

Гелий – это химический элемент, который представляет собой бесцветный газ без запаха и вкуса.

Этот подъемный газ был открыт в 1895 году, но масштабное промышленное применение его было начато лишь в 20-е годы прошлого века. В отличие от водорода, гелий является негорючим и невзрывоопасным, однако на Земле гелий встречается редко. На сегодняшний день столь редкий элемент промышленно добывают из природного газа, где его концентрация может составлять до 0,3% и более.

Самым крупным потребителем и производителем этого подъемного газа являются США. Именно в США в 20-е годы прошлого века стали активно добывать гелий для его применения в дирижаблестроении. Позднее стали по-

являться другие сферы высоких технологий, такие как ядерные технологии, производство и обработка легко окисляющихся металлов, обеспечение работы медицинских приборов и т.д., в которых гелий стал очень востребован.

Структура потребления гелия, по данным компании Air Products and Chemicals [96], выглядит следующим образом (рис.1.7): сверхпроводники и магнитно-резонансная томография – 28%, сварочные работы – 11%, оптические волокна – 8%, тестирование утечек – 12%, полупроводники – 6%. На нужды воздухоплавания используется всего 16% от общего объема.

Следует отметить, что в большинстве своем отрасли, генерирующие повышенный спрос на гелий, имеют прямое отношение к инновационным технологиям, играющим стратегически важную роль в научно – техническом прогрессе [39].

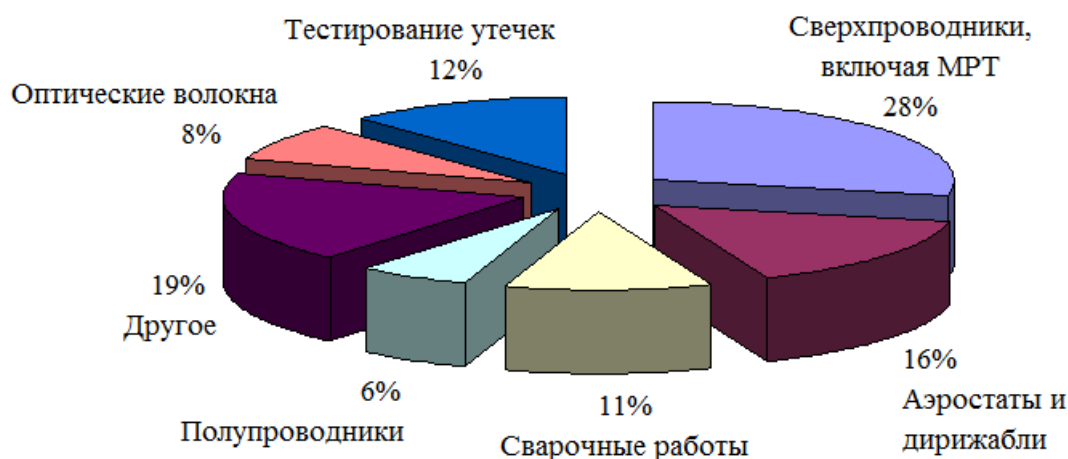


Рисунок 1.7 – Структура потребления гелия по данным компании Air Products and Chemicals

Гелий имеет много полезных свойств, среди которых высокая удельная подъемная сила, электропроводимость и теплопроводность [10]. Но существует и недостатки. Гелий чрезвычайно текуч. Однако в настоящее время специалистами в области материаловедения удалось разработать тканепленочные материалы, имеющие низкий уровень гелиепроницаемости (0,5 – 1,0 л/сутки кв.м). Использование подобных материалов при изготовлении оболоч-

чек или газовых отсеков дирижаблей позволяет ограничиться незначительным пополнением несущего газа в летательный аппарат при эксплуатации – до 2-10% в год от первоначального объема, в зависимости от размерности дирижабля. Гелий – дорогой газ. Вместе с тем затраты на гелий в общих эксплуатационных расходах дирижаблей составляют весьма незначительную его часть – от нескольких десятых до 2-3%.

Последние два года объем добычи гелия в мире превышает 170 млн. м³. Основным производителем являются США: их доля в общем производстве в предшествующее десятилетие составляла от 74% до 86%, но она сокращается из-за создания крупных производств в Катаре и Алжире, доля которых составила в 2012 г. – 11,6% и 8,7% соответственно.

Что касается России, то в 1-м десятилетии XXI века наша страна добывала 5 – 6 млн. кубометров гелия в год, а потребляла 1 млн. Остальной объем экспортировался в Европу. Более 90 % разведанных российских запасов гелия находится в Сибири и на Дальнем Востоке: Ковыктинское месторождение, расположенное в Иркутской области – 3,4 млрд. м³, Чаяндинское месторождение в Республике Саха (Якутия) – 1,8 млрд. м³, Собинское месторождение в Богучанском районе Красноярского края – 0,8 млрд. м³. По прогнозам «ВНИИГАЗ» (Газпром, Россия) [67] ожидается, что к 2030 году потребление гелия увеличится как в мире (до 238 – 312 млн. кубометров), так и в России (до 4 – 6 млн. кубометров), что значительно превышает предполагаемый объем добычи (213 – 238 млн. кубометров). Со временем может возникнуть дефицит гелия, избежать который можно только с помощью повышения уровня его производства. Правительство Российской Федерации уже сейчас предпринимает необходимые меры, по строительству дополнительных центров производств столь важного ресурса в Чаяндинском, Ковыктинском и в других регионах Восточной Сибири.

1.2.3.3 Флегматизированный водород

На историю развития воздухоплавания в значительной степени повлияло изобретение, сделанное английским естествоиспытателем Генри Кавендишем, имевшим немало открытий в области химии. В 1766 г. ему удалось разработать процесс, в результате которого он научился из воды выделять газ - «горючий воздух», получивший вскоре название водород. Годом позже шотландский химик и физик Джозеф Блэк написал, что заполненные водородом емкости должны плавать в воздухе, тем самым указав на возможность использования подъемной силы водорода для будущих летательных аппаратов. В 1781 г. Тибериус Кавалло, итальянец, с удивлением наблюдал, как мыльные пузыри с водородом лихо взмывали к потолку лаборатории.

Водород — бесцветный газ, без вкуса и запаха, по виду не отличающийся от воздуха. Впервые замечен он был немецким врачом и естествоиспытателем Парацельсом в первой половине XVI в., немало сделавшим и в области химии. Водород это самый легкий газ — один кубический метр водорода весит всего 89,5 г, то есть почти в 14 раз легче воздуха.

Следующий шаг по применению водорода в воздухоплавании сделал профессор физики Жак Шарль, которому Французская Академия наук поручила повторить опыты братьев Монгольфье [17], но посредством аэростатов, наполняемых водородом. Шарль, который уже длительное время экспериментировал с водородом, применил сведения об удивительных свойствах открытого газа на практике, и уже в 1783 г. водородом стали заполнять большие оболочки. Под его руководством парижане братья Робер 1 декабря поднялись в воздух на водородном шаре из шелка, покрытого сырой резиной — каучуком. Шары, построенные по такому принципу, получили возможность держаться в воздухе по нескольку часов и при этом преодолевали расстояния в десятки и даже сотни километров. Это происходило потому, что водород, по сравнению с теплым воздухом, обеспечивал большую подъемную силу.

Могло показаться, что шары-монгольфьеры в одночасье могут быть вытеснены с неба более удачливыми аппаратами, получившими в честь их

изобретателя название «шарльеры». Но этого не произошло. А все из-за того, что полеты на шарльере были делом весьма опасным. Использование водорода в воздухоплавании на практике всегда было сопряжено с риском: он не только воспламеняем, но и, смешиваясь с воздухом, становится взрывоопасным [3-5]. Именно при взрыве такого шара впоследствии погиб первый воздухоплаватель — барон Пилатр де Розье.

В качестве несущего газа сегодня в дирижаблестроении водород не используется, так как согласно критериям летной годности [56, 57, 68] в качестве подъемных газов для дирижаблей необходимо применять газы негорючие и невзрывоопасные. Однако есть предпосылки к тому, чтобы самый легкий, сравнительно дешевый и имеющий в несколько раз большую по сравнению с традиционными видами топлива удельную теплотворную способность газ стал для дирижаблей в перспективе основным подъемным газом и абсолютно экологически чистым топливом для двигателей внутреннего сгорания и электрохимических генераторов с высоким КПД.

Поэтому в настоящее время уже ведутся разработки по применению так называемого флегматизированного водорода - водорода с добавками нейтрального газа или фреонов. Использование флегматизированного водорода позволит:

- увеличить аэростатическую подъемную силу и коммерческую нагрузку дирижабля;
- задействовать газообразный водород в качестве горючего для силовой установки, и таким образом частично или полностью перейти на абсолютно экологически чистое топливо;
- значительно уменьшить проблемы балластировки транспортных дирижаблей и полностью их снять для стратосферных аэростатических платформ, функционирующих за счет применения в качестве маршевой силовой установки двигателей внутреннего сгорания, работающих на углеводородном топливе.

1.3 Функциональные возможности воздушно-газовой системы дирижаблей жесткого типа нового поколения

1.3.1 Общая характеристика функциональных возможностей воздушно-газовой системы дирижаблей жесткого типа нового поколения

ВГС дирижабля помимо своего основного предназначения – создания аэростатической (архимедовой) подъемной силы – решает (или может решать) немало важных задач, связанных с управлением, безопасностью и улучшением летно-технических характеристик ЛА легче воздуха.

ВГС дирижаблей нового поколения должна обладать многогранными функциональными возможностями, общий перечень которых представлен на рисунке 1.8 [100].

В диссертационной работе затрагиваются как традиционные, так и инновационные вопросы функционирования ВГС, которые интересны с научной точки зрения. К традиционным функциональным возможностям можно отнести:

- управление аэростатической подъемной силой;
- управление сверхдавлением корпуса дирижабля;
- обеспечение безопасности полета.

А также рассматриваются инновационные функциональные возможности:

- управление температурными параметрами ВГС, в частности, разработка противообледенительной (противоснеговой) системы корпуса дирижабля;
- улучшение летно-технических характеристик при частичном использовании в качестве подъемного газа N_2 или СПГ, затрагивая инновационное решение проблемы баллаستировки дирижабля.

Вопрос «Управления массово-инерционными характеристиками дирижаблей» не рассматривается вообще, так как является научно легко разрешимой задачей.

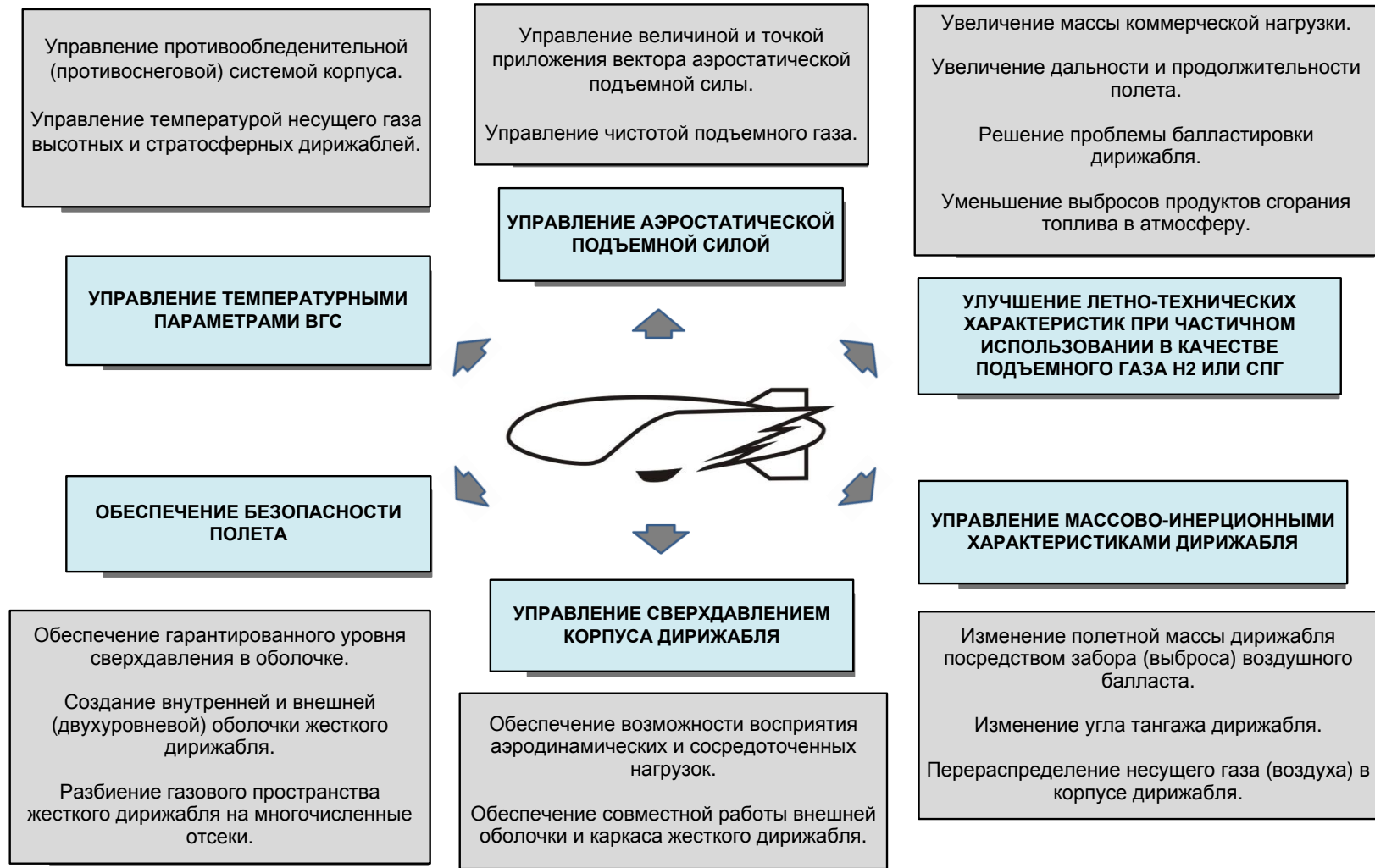


Рисунок 1.8 – Функциональные возможности воздушно-газовой системы дирижабля жесткого типа нового поколения

1.3.2 Управление аэростатической подъемной силой и обеспечение безопасности полета дирижабля жесткого типа нового поколения

Управление аэростатической подъемной силой и обеспечение безопасности полета дирижабля жесткого типа нового поколения являются первостепенными задачами ВГС. Управление сверхдавлением корпуса можно отнести к вопросу обеспечения безопасности полета. За данные вопросы ВГС отвечают основные ее элементы газовые и воздушные клапаны, воздушные вентиляторы.

Газовые клапаны используются для выпуска несущего газа из газовых отсеков с целью уменьшения подъемной силы (спуска аппарата) или во избежание разрушения газовых отсеков при их полном выполнении от чрезмерного избыточного давления газа [1]. Воздушные клапаны предназначены для выпуска воздуха из баллонетов в окружающую среду. Воздушные вентиляторы – для нагнетания воздуха в корпус дирижабля [19].

С технологической точки зрения те и другие должны быть спроектированы таким образом, чтобы обеспечить нужную скороподъемность дирижабля, поддерживать гарантированный уровень избыточного давления в корпусе и соответственно обеспечить безопасность полета дирижабля. Однако существующая на сегодня методологическая база проектирования ВГС является слабо разработанной и основанной на упрощенных зависимостях физических параметров атмосферы от высоты полета [7, 19, 24, 25, 60, 78, 97, 103, 105, 115]. При этом расчет расхода газа через клапаны ведется по упрощенным зависимостям [60], не учитывающим неоднородность изменения давления и температуры газов с подъемом на высоту (что особенно важно для высотных и стратосферных дирижаблей).

Полностью отсутствуют табличные и графические зависимости геометрических параметров элементов ВГС от размерности и скороподъемности ВПЛА, уровня избыточного давления в корпусе ЛА, типа рабочего газа (гелий, флегматизированный водород, воздух).

1.3.3 Анализ возможных технических решений противообледенительной системы корпуса дирижабля жесткого типа нового поколения

Управление температурными параметрами ВГС включает две инновационные задачи ВГС, одной из которой является управление воздушно – тепловой противообледенительной (противоснеговой) системой корпуса жесткого дирижабля. Разработка противообледенительной системы корпуса дирижабля обеспечит круглогодичную безэллинговую эксплуатацию аэростатических ЛА.

При разработке транспортных дирижаблей 1-го поколения вопрос о противообледенительной системе (ПОС) не ставился вообще [74]. Впервые серьезные научные и практические исследования по удалению снега и льда с поверхностей аэростатических летательных аппаратов были проведены во второй половине прошлого столетия на патрульном дирижабле ZPG-2W [53] и привязных аэростатах фирмы TCOM (США, рис. 1.9). В этот период были апробированы многочисленные механические и физико-химические способы, как то: вибратор низкой частоты, пульсация давления в оболочке аэростата, скрепер, скоростной вентилятор, полимерные и полиуретановые покрытия, электрообогреватели, подогретая смесь этиленгликоля и воды.

Вибраторы низкой частоты в отдельных случаях способствовали удалению сухого снега с поверхности оболочки. Однако они оказались неэффективными в случаях с мокрым снегом и льдом. Пульсация давления в оболочке ни при каких случаях не обеспечивала удаление снега и льда с поверхности аэростата.



Рисунок 1.9 - Привязной аэростат фирмы TCOM

Скрепер успешно использовался для удаления сухого и мокрого снега с большей части поверхности аэростата, находящегося на наземном удерживающем устройстве. Но скрепер неэффективен при удалении снега со стабилизаторов и кормовой части.

Высокоскоростной вентилятор успешно использовался для удаления сухого и частично мокрого снега с поверхностей хвостового оперения.

Полимерное и полиуретановое покрытия не предохраняют поверхности от обледенения.

Электрообогреватели оказались эффективны для предотвращения обледенения вентиляторов, газовых и воздушных клапанов.

Установка, заправленная смесью этиленгликоля и воды, позволяет обрабатывать почти все поверхности аэростатического летательного аппарата. Подогретый этиленгликоль совместно с использованием скрепера можно применять для удаления льда с верхней части оболочки дирижабля, имеющего большую высоту и огромную омываемую поверхность – очень непростая и трудоемкая операция, требующая наличия специальной техники.

На основании вышеизложенного следует сделать вывод о том, что удаление снега и льда как с дирижаблей, так и с привязных аэростатов в основном производилось механическими и физико-химическими способами. Как показала практика, эти способы, применительно к аэростатическим летательным аппаратам, трудоемки и малоэффективны.

Вместе с тем известно, что в авиации широко применяются тепловые противообледенительные системы [36]. Они подразделяются на две группы: электро-тепловые и воздушно-тепловые.

Применительно к дирижаблям на сегодняшний день разработаны и успешно функционируют ПОС воздушных винтов, остекления гондол, газовых и воздушных клапанов, приемников воздушного давления. Преимущественно это электро-тепловые ПОС [6].

Что касается корпусов (оболочек) дирижаблей, которые имеют огромную поверхность и вследствие этого могут быть разрушены от воздействия интенсив-

ного снегопада при стоянке дирижабля на земле под открытым небом, то в этом случае мы имеем большую проблему. Это не относится к тепловым [90] и стратосферным [15, 118] дирижаблям, так как первые могут находиться в полете исключительно при комфортных условиях, а вторые планируется эксплуатировать на больших высотах, где нет осадков.

Применение воздушно-теплого способа борьбы со снегом и льдом должно стать генеральным направлением в разработке ПОС для дирижаблей нового поколения. Для этого в конструкции дирижаблей необходимо предусматривать «воздушный зазор» между внешней поверхностью корпуса и газовыми отсеками, систему каналов подачи теплого воздуха, а также теплообменники или калориферные обогреватели.

1.3.4 Использование воздушно-газовой системы в качестве воздушно-балластной системы высокого давления

Применительно к воздухоплавательной технике балласт – это груз для регулирования подъемной способности аэростатических летательных аппаратов.

Различают три вида балластов:

- жидкие;
- твердые;
- газообразные.

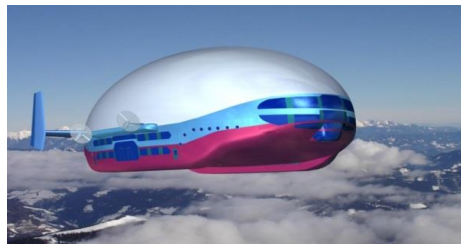
В качестве газообразного балласта используется атмосферный воздух. Воздушный балласт применяется в обязательном порядке на всех типах дирижаблей. Это связано с тем, что при спуске (подъеме) ЛА объем несущего газа уменьшается (увеличивается). Соответственно, вынуждены меняться объем и масса воздуха, находящегося в баллонетах мягкого или полужесткого дирижабля или в воздушном пространстве между внешней обшивкой и газовыми мешками дирижабля жесткого типа. В этих случаях, а также при изменении температуры и давления окружающей среды поступающий в дирижабль (выходящий из него) воздух выполняет роль балласта, изменяя полетную массу дирижабля и поддерживая необходимое избыточное давление внутри корпуса ЛА [53]. Таким образом, воздуш-

ный балласт является регулятором массы дирижабля и избыточного давления в его корпусе.

Известен ряд современных проектов транспортных дирижаблей жесткого типа – DRAGON’S DREAM – ML866 фирмы Aeros (США) [83, 88, 110], АТЛАНТ-30, АТЛАНТ-100 фирмы Авгурь – РосАэроСистемы (Россия) (рис. 1.10) [121], где в качестве основного и единственного балласта рассматривается сжатый до нескольких атмосфер воздух (в сочетании со сжатым несущим газом), закачанный в балластные емкости. Идея очень заманчивая. Но насколько она прагматична с точки зрения массовой эффективности ВГС [16]? Необходимы специальные исследования.



Aeros ML-866 (Worldwide Aeros Corporation, США)



Атлант-30 (Авгурь - РосАэроСистемы, Россия)



Атлант-100 (Авгурь - РосАэроСистемы, Россия)

Рисунок 1.10 – Проекты транспортных гибридных ЛА жесткого типа с воздушно-балластной системой высокого давления

1.4 Выводы по 1 главе

1. ВГС является главной системой дирижабля, обеспечивающей не только создание аэростатической подъемной силы ЛА, но и функционирование многочисленных ее подсистем, от эффективности и надежной работы которых во многом зависят летно – технические характеристики и безопасность летательного аппарата в целом.

2. На дирижаблях жесткого типа нового поколения, в отличие от дирижаблей цеппелиновского типа, следует использовать ВГС закрытого типа с небольшим избыточным давлением внутри корпуса, что позволяет значительно упростить и удешевить процессы общей сборки ЛА, улучшить его аэродинамику и эстетику.

3. Идея разработки стратосферных дирижаблей и аэростатических платформ безусловно является перспективной, и их потенциальные области применения обширны: мониторинг земной поверхности, воздушного и водного пространств; телевизионная и сотовая связь, широкополосный интернет, однако для выполнения транспортных операций (перевозки людей и крупногабаритных грузов на большие расстояния) более подходящим и выигрышным вариантом является применение низковысотных транспортных дирижаблей жесткого типа нового поколения.

4. Важную роль для эксплуатации дирижабля и обеспечения безопасности полета с технологической точки зрения играет правильный расчет площади сечения основных элементов ВГС (воздушных и газовых клапанов, воздушных вентиляторов), но существующая на сегодня методологическая база проектирования ВГС является слабо разработанной и основанной на упрощенных зависимостях физических параметров атмосферы от высоты полета, поэтому разработка усовершенствованной методики, расширяющей граничные условия для высоты функционирования дирижаблей, является актуальной.

5. Дирижабли жесткого типа нового поколения должны быть всепогодными, включая их круглогодичную стоянку под открытым небом, но исследуемые ранее механические и физико-химические способы борьбы со снегом оказались

трудоемкими и малоэффективными, поэтому актуальной является разработка противообледенительной воздушно – тепловой системой корпуса дирижабля.

6. Идея использования ВГС в качестве воздушно-балластной системы высокого давления является заманчивой, однако необходимы специальные исследования, чтобы понять, насколько она прагматична с точки зрения массовой эффективности ВГС транспортных дирижаблей жесткого типа.

ГЛАВА 2. РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ЧИСЛЕННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ ВОЗДУШНО-ГАЗОВОЙ СИСТЕМЫ ДИРИЖАБЛЯ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

2.1 Разработка методики проектирования геометрических и физических параметров воздушно-газовой системы дирижабля

Существующая на сегодня методологическая и технологическая базы проектирования основных элементов ВГС являются слабо разработанными. В существующих методиках расход газа через клапаны рассчитывается по однородной атмосфере:

$$Q = \frac{U_z \cdot V_y}{8000}, \quad (2.1)$$

где Q – расход газа; U_z – газовый объем ЛА; V_y – вертикальная скорость; 8000 – высота однородной атмосферы.

Определение расхода газа по формуле (1) ведет к увеличению потребной суммарной площади входных (выходных) сечений основных элементов ВГС и, следовательно, к увеличению массы самой ВГС дирижабля.

В диссертационной работе была разработана *усовершенствованная методика проектирования геометрических параметров основных элементов ВГС дирижабля*, отличающаяся от известных учетом неоднородности изменения параметров внешней среды, учетом выбора протекающего термодинамического процесса в элементах ВГС дирижабля и расширением граничных условий до высоты функционирования стратосферных дирижаблей.

Критерием оценки эффективности данной методики являлось повышение точности расчетов и минимизация геометрических параметров основных элементов ВГС дирижабля.

Требования, которым должны удовлетворять численные значения геометрических параметров основных элементов ВГС:

- критерии летной годности для транспортных дирижаблей («Transport airship requirements», 2000, Германия);

- требования стандартной атмосферы ГОСТ 4401-81.

Основные ограничения, накладываемые на параметры ВГС дирижабля и его характеристики:

- скороподъемность ЛА $V_y \geq 15$ м/с;
- высота функционирования дирижабля $H \in [0..20]$ км;
- скорость ветра $V_e \leq 30$ м/с.

Основные выходные параметры усовершенствованной методики проектирования геометрических параметров основных элементов ВГС:

- потребная суммарная площадь входных (выходных) сечений газовых S_g , воздушных клапанов S_{κ} , воздушных вентиляторов $S_{\text{вв}}$;
- размер «живого» сечения клапанов $S_{\text{кл}}$.

Далее рассмотрим суть предлагаемой методики проектирования геометрических параметров основных элементов ВГС дирижабля.

2.1.1 Учет неоднородности изменения давления и температуры газов с подъемом на высоту

Рассмотрим эволюцию дирижабля, а именно его подъем или спуск с высоты H_1 на высоту H_2 . Известно, что с подъемом на высоту до 11 км температура атмосферного воздуха понижается в среднем на 6,5 °С на 1000 м.

Если пренебречь этим незначительным изменением температуры, то есть считать происходящие при эволюции ЛА процессы изотермическими, то в общем виде согласно закону Бойля-Мариотта [71] можно записать:

$$\frac{U_{H_2}}{U_{H_1}} = \frac{P_{H_1}}{P_{H_2}} \text{ или } U_{H_2} = \frac{P_{H_1}}{P_{H_2}} \cdot U_{H_1} \text{ или } P_{H_1} \cdot U_{H_1} = P_{H_2} \cdot U_{H_2} = \text{const.} \quad (2.2)$$

где U_{H_1}, U_{H_2} – объем газа в газовых отсеках на высоте H_1 и H_2 соответственно;

P_{H_1}, P_{H_2} – давление воздуха на высоте H_1 и H_2 .

Тогда изменение объема несущего газа в дирижабле при его эволюции будет равно:

$$\text{при подъеме } \Delta U = U_{H_2} - U_{H_1} = \frac{P_{H_1}}{P_{H_2}} \cdot U_{H_1} - U_{H_1} = U_{H_1} \cdot \left(\frac{P_{H_1}}{P_{H_2}} - 1 \right), \quad (2.3)$$

$$\text{при спуске } \Delta U = U_{H_1} - U_{H_2} = U_{H_1} - \frac{P_{H_1}}{P_{H_2}} \cdot U_{H_1} = U_{H_1} \cdot \left(1 - \frac{P_{H_1}}{P_{H_2}} \right). \quad (2.4)$$

Введем поправочный коэффициент λ , учитывающий незначительное изменение температуры воздуха по высоте. В этом случае выражения (2.3) и (2.4) примут следующий вид:

$$\text{при подъеме } \Delta U = \lambda_1 \cdot U_{H_1} \cdot \left(\frac{P_{H_1}}{P_{H_2}} - 1 \right), \quad (2.5)$$

$$\text{при спуске } \Delta U = \lambda_2 \cdot U_{H_1} \cdot \left(1 - \frac{P_{H_1}}{P_{H_2}} \right). \quad (2.6)$$

До высоты 11 км $\lambda_1 = 1,023$, $\lambda_2 = 0,997$. С 11 до 20 км значения температуры воздуха в соответствии со стандартной атмосферой [11] не меняется, поэтому $\lambda_1 = \lambda_2 = 1,0$.

Выразим давление воздуха на высоте H_2 через p_{H_1} и V_y , используя численные значения параметров стандартной атмосферы [11], а именно значения $\frac{dp}{dH}$:

$$\text{при подъеме } p_{H_2} = p_{H_1} - V_y \cdot \Delta t \cdot \frac{dp}{dH}, \quad (2.7)$$

$$\text{при спуске } p_{H_2} = p_{H_1} + V_y \cdot \Delta t \cdot \frac{dp}{dH}, \quad (2.8)$$

где V_y – скороподъемность ЛА, м/сек.;

Δt – временной промежуток, сек.

Расчетные значения параметра $\frac{dp}{dH}$ для различных уровней высоты сведены в таблицу 2.1.

Таблица 2.1 – Значения $\Delta p / \Delta H$ для различных уровней высоты (для параметров стандартной атмосферы)

Н, км	0-1	1-2	2-3	3-4	4-5	5-6	6-7	7-8
P_H , кПа	101,33	89,88	79,50	70,12	61,66	54,05	47,22	41,11
$\Delta p / \Delta H$, Па/м	11,45	10,37	9,38	8,46	7,61	6,83	6,11	5,45
Н, км	8-9	9-10	10-11	11-12	12-13	13-14	14-15	15-16
P_H , кПа	35,65	30,80	26,50	22,70	19,40	16,58	14,17	12,11
$\Delta p / \Delta H$, Па/м	4,85	4,3	3,8	3,3	2,82	2,41	2,06	1,76
Н, км	16-17	17-18	18-19	19-20	20-21	21-22	22-23	23-24
P_H , кПа	10,35	8,85	7,56	6,47	5,53	4,73	4,05	3,47
$\Delta p / \Delta H$, Па/м	1,5	1,28	1,1	0,94	0,8	0,68	0,58	0,50

Подставляя зависимости (2.7 - 2.8) в формулы (2.5-2.6), получим:

$$\Delta U = \lambda_1 \cdot U_{H_1} \cdot \left(\frac{P_{H_1}}{P_{H_1} - V_y \cdot \Delta t \cdot \frac{dp}{dH}} - 1 \right) \text{ - при подъеме,} \quad (2.9)$$

$$\Delta U = \lambda_2 \cdot U_{H_1} \cdot \left(1 - \frac{P_{H_1}}{P_{H_1} + V_y \cdot \Delta t \cdot \frac{dp}{dH}} \right) \text{ - при спуске.} \quad (2.10)$$

Зная ΔU , легко определить требуемую суммарную площадь S входных (выходных) сечений газовых и воздушных клапанов, воздушных вентиляторов:

$$S = \frac{\Delta U}{\mu \cdot V_{ист}}, \quad (2.11)$$

где $V_{ист}$ – скорость истечения (нагнетания) газа, м/с;

μ – безразмерный коэффициент расхода, зависящий от характера отверстия, обычно μ равно 0,4 – 0,7.

Скорость истечения газа зависит от его удельной массы и избыточного давления в ВГС и определяется по формуле Бернулли:

$$V_{ист} = \sqrt{\frac{2\Delta p_{ВГС}}{\rho_{H_2}}}, \quad (2.12)$$

где ρ_{H_2} – плотность газа на высоте H_2 , кг/м³;

Δp_{BFC} – избыточное давление в элементах воздушно-газовой системы, Па.

Подставляя (2.9), (2.10) и (2.12) в (2.11), получим

$$\text{при подъеме } S = \frac{\lambda_1 \cdot U_{H_1} \cdot \left(\frac{p_{H_1}}{p_{H_1} - V_y \cdot \Delta t \cdot dp / dH} - 1 \right)}{\mu \cdot \sqrt{2\Delta p_{BFC} / \rho_{H_2}}}, \quad (2.13)$$

$$\text{при спуске } S = \frac{\lambda_2 \cdot U_{H_1} \cdot \left(1 - \frac{p_{H_1}}{p_{H_1} + V_y \cdot \Delta t \cdot dp / dH} \right)}{\mu \cdot \sqrt{2\Delta p_{BFC} / \rho_{H_2}}}. \quad (2.14)$$

Определив необходимую площадь входного (выходного) сечения и задавшись потребным количеством воздушных или газовых клапанов, можно определить размер «живого» сечения клапана

$$S_{кл} = \frac{S}{n}, \quad (2.15)$$

где n – количество клапанов.

2.1.2 Расчет изменения объема газа в дирижабле с учетом термодинамического процесса в элементах воздушно-газовой системы

Следует заметить, что формула (2.2) в общем виде для политропного процесса имеет следующий вид:

$$p \cdot U^n = const, \quad (2.16)$$

где n – показатель политропы, который равен

$$n = \frac{c - c_p}{c - c_U}, \quad (2.17)$$

здесь c – теплоемкость газа в данном процессе; c_p и c_U – теплоемкости того же газа при постоянном давлении и объеме соответственно.

Конкретные значения показателей политропы для различных процессов представлены в таблице 2.2.

Для изотермического процесса показатель политропы $n = 1$, для адиабатического процесса $n = k$ (где k – показатель адиабаты) [81].

Таблица 2.2 – Различные значения показателя политропы n

Значение «показателя политропы»	Уравнение	Описание процесса
$n < 0$	–	Хотя этот случай не имеет практического значения для наиболее распространённых технических приложений, «показатель политропы» может принимать отрицательные значения в некоторых специальных случаях, рассматриваемых, например, в некоторых состояниях плазмы в астрофизике
$n = 0$	$p \cdot U^0 = p$	Это изобарный процесс (протекающий при постоянном давлении)
$n = 1$	$p \cdot U = N \cdot k \cdot T$	Это изотермический процесс (протекающий при постоянной температуре)
$1 < n < k$	–	Это квазиадиабатические процессы, протекающие, например, в двигателях внутреннего сгорания во время расширения газа
$n = k$	–	$k = \frac{c_p}{c_v}$ - это показатель адиабаты, используемый при описании адиабатического процесса (происходит без теплообмена газа с окружающей средой)
$n = \infty$	–	Это изохорный процесс (протекающий при постоянном объёме)

Будем считать, что функционирование воздушно-газовой системы ЛА происходит без теплообмена газа с окружающей средой, то есть имеет место адиабатический процесс.

Продифференцируем формулу, характерную для адиабатического процесса $p \cdot U^k = a$, по времени t :

$$\frac{d(U^k)}{dt} = \frac{d\left(\frac{a}{p}\right)}{dt}, \quad (2.18)$$

$$k \cdot U^{(k-1)} \cdot \frac{dU}{dt} = \frac{d\left(\frac{a}{p}\right)}{dt}, \quad (2.19)$$

$$\frac{dU}{dt} = \frac{1}{k \cdot U^{k-1}} \cdot \frac{d\left(\frac{a}{p}\right)}{dt}. \quad (2.20)$$

2.1.3 Общая потребная площадь основных элементов воздушно-газовой системы дирижабля

Легко видеть, что при реализации адиабатического процесса, изменение объема будет происходить с учетом поправочного коэффициента $1/k$ и формулы (2.13) и (2.14) примут следующий вид [43]:

$$\text{при подъеме } S = \frac{\lambda_1 \cdot U_{H_1} \cdot \left(\frac{p_{H_1}}{p_{H_1} - V_y \cdot \Delta t \cdot dp / dH} - 1\right)}{\mu \cdot \sqrt{2\Delta p_{ВГС} / \rho_{H_2}} \cdot k}, \quad (2.21)$$

$$\text{при спуске } S = \frac{\lambda_2 \cdot U_{H_1} \cdot \left(1 - \frac{p_{H_1}}{p_{H_1} + V_y \cdot \Delta t \cdot dp / dH}\right)}{\mu \cdot \sqrt{2\Delta p_{ВГС} / \rho_{H_2}} \cdot k}. \quad (2.22)$$

Заметим, что $1 < k < 2$, так как

$$k = \frac{c_p}{c_U} = \frac{c_U + R}{c_U} = 1 + \frac{R}{c_U} = \frac{c_p}{c_p - R}, \quad (2.23)$$

где R - универсальная газовая постоянная.

При температуре 20°C данный показатель адиабаты k имеет следующие значения для основных газов ВГС дирижабля: для воздуха - $\kappa_{\text{воз}} = 1,4$; для гелия - $\kappa_2 = 1,66$; для водорода - $k_{\text{вод}} = 1,41$. Показатель k при других значениях температуры t меняется незначительно (табл.2.3) [124].

Таблица 2.3 – Показатели адиабаты для различных газов

Температура, °С	Газ	Показатель адиабаты, k	Температура, °С	Газ	Показатель адиабаты, k
- 181	Н ₂	1,597	0	Воздух	1,403
- 76		1,453	20		1,400
20		1,410	100		1,401
100		1,404	200		1,398
400		1,387	400		1,393
1000		1,358	1000		1,365
2000		1,318	2000		1,088
20	He	1, 660			

2.2 Расчетный блок «Аэростатика» как составная часть программного комплекса формирования облика дирижабля

Для расчета технико-экономических параметров дирижаблей нового поколения научно-производственной фирмой «Аэростатика» был разработан программный комплекс [45].

Программный комплекс состоит из самостоятельных рабочих модулей (подпрограмм) и управляющей (основной) программы, организующей весь процесс проектирования дирижабля в целом [14, 23]. Массивы исходных данных формируются для каждого блока в отдельности и сводятся в обобщенный файл с исходными данными. Данные из этого файла считываются в управляющую (основную) программу. На рисунке 2.1 показан фрагмент диалогового окна программы после загрузки файла с исходными данными.

Пакет рабочих модулей (подпрограмм) включает в себя следующие блоки: предварительного (начального) выбора параметров, геометрии, аэростатики, аэродинамического расчета, силовой установки, расчета масс, динамики, летно-технических характеристик, экономики и эффективности. Полученные в результате работы программного комплекса параметры дирижаблей сводятся в три обобщенных файла с расширениями *.ltx (летно-технические параметры), *.есо

(экономические параметры), *.res (все результирующие параметры). Фрагмент результирующего файла, содержащего рассчитанные летно-технические параметры представлен, на рисунке 2.2.

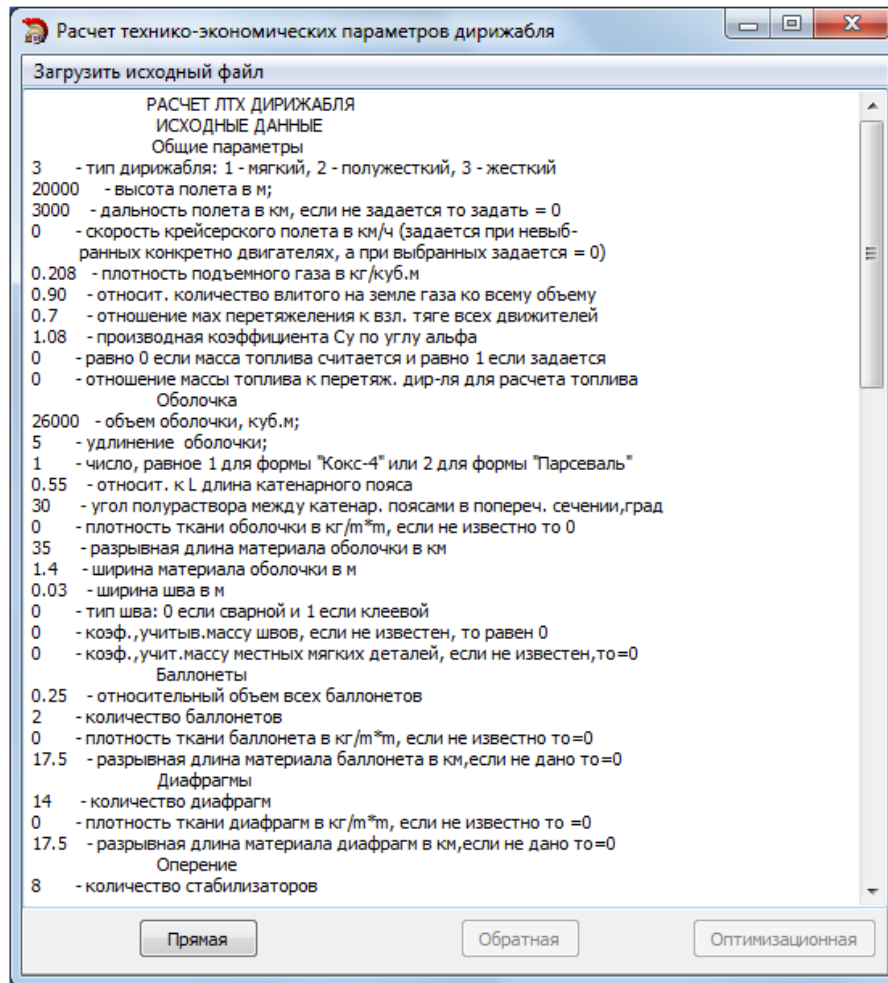


Рисунок 2.1 – Фрагмент диалогового окна программы с загруженными исходными данными дирижабля

Аэростатический блок разработанного ранее программного комплекса формирования облика дирижабля позволял лишь определить аэростатическую подъемную силу воздухоплавательного летательного аппарата. Проведенные же в данной работе исследования существенно расширили функциональные возможности аэростатического блока и разрешили проблему по определению физических и геометрических параметров ВГС дирижабля. В частности, был реализован и внедрен в блок «Аэростатика» алгоритм, соответствующий предлагаемой методике проектирования основных элементов ВГС дирижабля, описанной в разделе 2.1. На рисунке 2.3 пунктирной линией отмечена расширенная область функциональ-

ных возможностей блока аэростатики в модернизированном программном комплексе.

```

34 Отношение массы коммерч. нагрузки к массе конструкции - 0.331
35 Топливо (Ndv/2) 3066 0.102 0.118
36 Коммерческая нагрузка 7802 0.260 0.300
37 Отношение массы коммерч. нагрузки к массе конструкции - 0.412
38
39
40
41
42
43
44
45
46
47
48
49
50
51
52
53
54

```

ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

```

41 Длина корпуса, м 109.5
42 Диаметр корпуса, м 21.9
43 Площадь омываемой поверхности корпуса, кв.м 5805.6
44 Диаметр винта, м 3.900
45 Коэф. лобового сопротивления для Vкр, Sxо 0.0249
46 Максимальная скорость полета, км/ч 469.3
47 Максимальная крейсерская скорость полета, Vкр, км/ч 430.0
48 Макс. крейс. скорость на Ndv/2 двигателях, Vкр2, км/ч, 321.6
49 Максимальная мощность двигателей, кВт/л.с. 3532.8 / 4800.0
50 Энерговооруженность, Вт/Н 11.996
51 Потребная тяга на Vкр, даН 1523.4
52 Потребная тяга на Vmax, даН 1783.6
53 Тяговооруженность на Vкр, % 5.2
54 Километровый расход топлива на крейс. скорости, кг/км 1.43

```

length: 3545 lines: 66 Ln: 1 Col: 1 Sel: 0 Dos\Windows ANSI INS

Рисунок 2.2 – Фрагмент результирующего файла result.txt

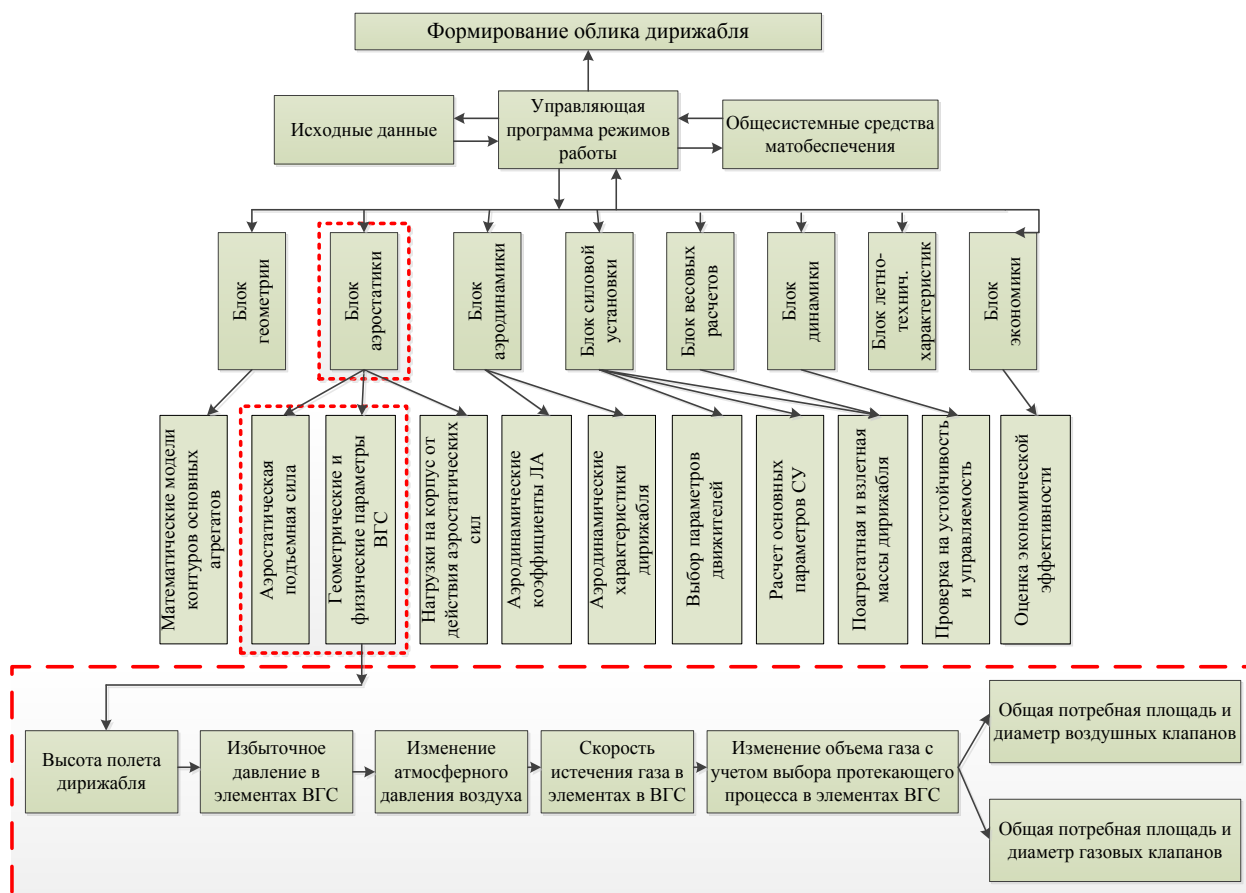
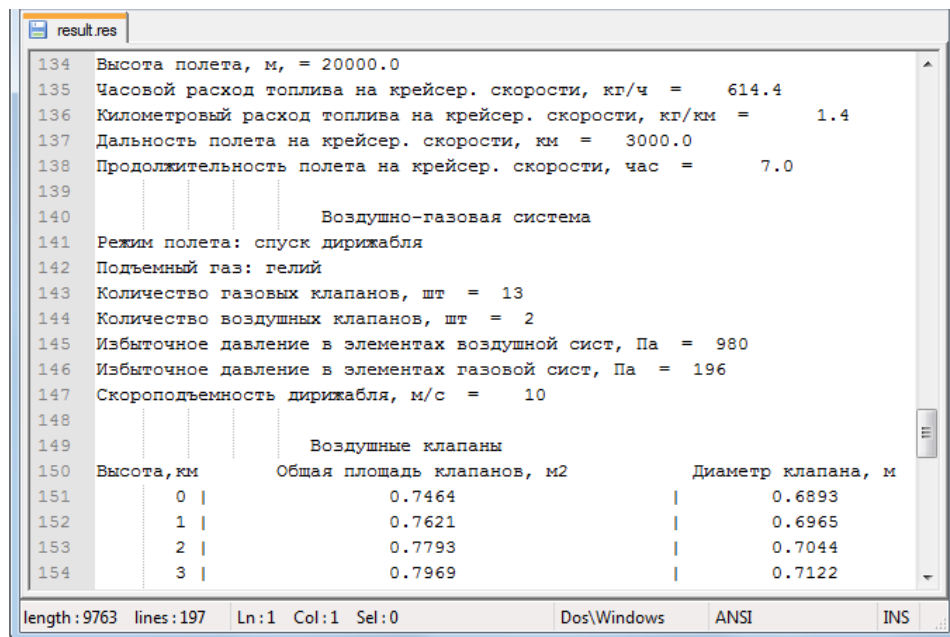


Рисунок 2.3 – Структурно-функциональная схема программного комплекса формирования облика дирижабля

Результирующие параметры основных элементов ВГС отображаются в файле с расширением *.res. Фрагмент файла представлен на рисунке 2.4.



```

134 Высота полета, м, = 20000.0
135 Часовой расход топлива на крейсер. скорости, кг/ч = 614.4
136 Километровый расход топлива на крейсер. скорости, кг/км = 1.4
137 Дальность полета на крейсер. скорости, км = 3000.0
138 Продолжительность полета на крейсер. скорости, час = 7.0
139
140
141 Воздушно-газовая система
142 Режим полета: спуск дирижабля
143 Подъемный газ: гелий
144 Количество газовых клапанов, шт = 13
145 Количество воздушных клапанов, шт = 2
146 Избыточное давление в элементах воздушной сист, Па = 980
147 Избыточное давление в элементах газовой сист, Па = 196
148 Скороподъемность дирижабля, м/с = 10
149
150 Воздушные клапаны
151 Высота, км | Общая площадь клапанов, м2 | Диаметр клапана, м
152 0 | 0.7464 | 0.6893
153 1 | 0.7621 | 0.6965
154 2 | 0.7793 | 0.7044
155 3 | 0.7969 | 0.7122

```

length: 9763 lines: 197 Ln: 1 Col: 1 Sel: 0 Dos\Windows ANSI INS

Рисунок 2.4 – Фрагмент файла result.res

Доработанный блок «Аэростатика» значительно сокращает время предварительных проектных расчетов основных параметров ВГС дирижаблей, имеет удобный и доступный любому пользователю интерфейс.

Модернизированный программный комплекс формирования облика дирижабля был написан на языке программирования C++ в среде разработки Embarcadero RAD Studio с применением основных концепций объектно-ориентированного программирования.

По данной программе для ЭВМ «Программный комплекс по формированию технико-экономических параметров транспортных дирижаблей нового поколения» получено Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ № 2015613625 от 19.03.2015, правообладателем которой является Научно-производственная фирма «Аэростатика», что подтверждается соответствующим актом о внедрении [75, Приложение 1,2]. Он может быть использован авиационными специалистами при разработке перспективных образцов воздухоплавательной техники.

2.3 Определение основных параметров воздушно-газовой системы дирижабля в зависимости от его объема, высоты полета, скороподъемности и типа несущего газа

2.3.1 Определение параметров воздушной системы

С помощью модернизированного программного комплекса были проведены многопараметрические исследования по зависимости основных элементов ВГС дирижабля от его объема, высоты полета, скороподъемности, заданного уровня избыточного давления в ВГС, типа газа (воздух, гелий, флегматизированный водород) при подъеме и спуске дирижабля.

Основные результаты исследований элементов воздушной системы дирижабля (воздушных клапанов, воздушных нагнетателей) представлены в таблицах 2.4–2.5.

Таблица 2.4 - Расчетные значения общей потребной площади воздушных клапанов при подъеме дирижабля, м² ($V_y = 10\text{ м/с}$, $\Delta p = 20\text{ мм вод. ст.}$)

Высота полета, км	Объем дирижабля, тыс. м ³					
	10	26	60	100	350	1000
0	0,67	1,74	4,01	6,67	23,41	66,89
3	0,61	1,58	3,65	6,08	21,27	60,78
7	0,54	1,4	3,23	5,38	18,83	53,81
12	0,42	1,1	2,52	4,19	14,68	41,94
15	0,33	0,86	1,99	3,31	11,59	33,13
20	0,22	0,58	1,34	2,23	7,8	22,29

Как мы видим из таблицы 2.4, потребные значения площади воздушных клапанов уменьшаются с поднятием на высоту, в то время как потребные значения площади воздушных нагнетателей (табл. 2.5), которые используются при спуске дирижабля, - уменьшаются.

Таким образом, можно сделать вывод о том, что для воздушных клапанов расчетным случаем является высота $H = 0$ км. Для воздушных нагнетателей, наоборот, – максимальная высота полета, так как создаваемое воздушными вентиляторами давление будет прямо пропорционально \bar{p} , равному отношению плотности воздуха на расчетной высоте к плотности воздуха на высоте $H = 0$ км.

И в том и в другом случае, требуемые значения площади воздушных клапанов находятся в прямо пропорциональной зависимости от объема дирижабля и его скороподъемности.

Таблица 2.5 - Расчетные значения общей потребной площади воздушных нагнетателей при спуске дирижабля, м^2 ($V_y = 10\text{м/с}$)

Высота полета, км	Δp , мм вод. ст.	Объем дирижабля, тыс. м^3					
		10	26	60	100	350	1000
0	100	0,30	0,78	1,79	2,99	10,47	29,92
	150	0,24	0,64	1,47	2,44	8,55	24,43
3	$100 \cdot \bar{p}$	0,36	0,93	2,14	3,57	12,49	35,68
	$150 \cdot \bar{p}$	0,29	0,76	1,75	2,91	10,2	29,13
7	$100 \cdot \bar{p}$	0,38	0,99	2,29	3,82	13,38	38,2
	$150 \cdot \bar{p}$	0,31	0,81	1,87	3,12	10,92	31,2
12	$100 \cdot \bar{p}$	0,51	1,33	3,06	5,1	17,86	51,02
	$150 \cdot \bar{p}$	0,42	1,08	2,5	4,17	14,58	41,67
15	$100 \cdot \bar{p}$	0,51	1,33	3,06	5,1	17,86	51,02
	$150 \cdot \bar{p}$	0,42	1,08	2,5	4,17	14,58	41,67
20	$100 \cdot \bar{p}$	0,51	1,33	3,06	5,1	17,86	51,02
	$150 \cdot \bar{p}$	0,42	1,08	2,5	4,17	14,58	41,67

2.3.2 Определение параметров газовой системы

Также были проведены исследования элементов газовой системы дирижабля (флегматизированный водород, гелий). Основные результаты исследований представлены в таблицах 2.6–2.7. На рисунке 2.5 представлены графические зависимости общей потребной площади газовых клапанов (флегматизированный водород) от размерности дирижабля для скороподъемности дирижабля 10 м/с и 15 м/с и уровне избыточного давления $\Delta p = 20$ мм вод. ст.

Как видно из таблиц 2.6, 2.7 и рисунка 2.5, для газовых клапанов, также как и для воздушных, расчетным случаем является высота $H = 0$ км. Если несущим газом летательного аппарата является флегматизированный водород, то площадь проходных сечений газовых клапанов может быть на 20% меньше по сравнению со случаем, когда ВГС летательного аппарата заправляется гелием.

Таблица 2.6 – Расчетные значения общей потребной площади газовых (флегматизированный водород) клапанов при подъеме дирижабля, m^2 ($\Delta p = 20$ мм вод. ст.)

Высота полета, км	V_y , м/с	Объем дирижабля, тыс. m^3					
		10	26	60	100	350	1000
0	10	0,17	0,45	1,05	1,74	6,10	17,44
	12,5	0,22	0,55	1,31	2,18	7,63	21,81
	15	0,26	0,68	1,57	2,62	9,16	26,18
3	10	0,16	0,41	0,95	1,58	5,55	15,85
	12,5	0,20	0,51	1,19	1,98	6,94	19,82
	15	0,24	0,62	1,43	2,38	8,33	23,79
7	10	0,14	0,36	0,84	1,40	4,91	14,03
	12,5	0,18	0,46	1,05	1,75	6,14	17,55
	15	0,21	0,55	1,26	2,11	7,37	21,06
12	10	0,11	0,28	0,66	1,09	3,83	10,94
	12,5	0,14	0,36	0,82	1,37	4,79	13,67
	15	0,16	0,43	0,98	1,64	5,75	16,42
15	10	0,09	0,22	0,52	0,86	3,02	8,64
	12,5	0,11	0,28	0,63	1,08	3,78	10,80
	15	0,13	0,34	0,78	1,30	4,54	12,97
20	10	0,06	0,15	0,35	0,58	2,03	5,81
	12,5	0,07	0,19	0,44	0,73	2,54	7,27
	15	0,09	0,23	0,52	0,87	3,05	8,72

Таблица 2.7 - Расчетные значения общей потребной площади газовых (гелий) клапанов при подъеме дирижабля, m^2 ($\Delta p = 20$ мм вод. ст.)

Высота полета, км	V_y , м/с	Объем дирижабля, тыс. m^3					
		10	26	60	100	350	1000
0	10	0,21	0,54	1,26	2,10	7,33	20,95
	12,5	0,26	0,68	1,57	2,62	9,17	26,20
	15	0,31	0,82	1,89	3,14	11,01	31,45
3	10	0,19	0,50	1,14	1,90	6,66	19,04
	12,5	0,24	0,62	1,43	2,38	8,33	23,80
	15	0,29	0,74	1,71	2,86	10,00	28,57
7	10	0,17	0,44	1,01	1,69	5,90	16,86
	12,5	0,21	0,55	1,26	2,11	7,38	21,08
	15	0,25	0,66	1,52	2,53	8,86	25,30
12	10	0,13	0,34	0,79	1,31	4,60	13,14
	12,5	0,16	0,43	0,99	1,64	5,75	16,43
	15	0,20	0,51	1,18	1,97	6,90	19,72
15	10	0,10	0,27	0,62	1,04	3,63	10,38
	12,5	0,13	0,34	0,78	1,30	4,54	12,97
	15	0,16	0,41	0,93	1,56	5,45	15,58
20	10	0,07	0,18	0,42	0,70	2,44	6,98
	12,5	0,09	0,23	0,52	0,87	3,06	8,73
	15	0,10	0,27	0,63	1,05	3,67	10,48

Потребные значения площади газовых клапанов, также как и воздушных, находятся в прямо пропорциональной зависимости от объема дирижабля и его скороподъемности.

Увеличение задаваемого избыточного давления Δp в ВГС уменьшает площадь газовых клапанов. Но, несмотря на такую зависимость, разработчики воздухоплавательной техники должны минимизировать этот показатель, так как от него существенно зависит масса газовых отсеков и внешней оболочки корпуса дирижабля.

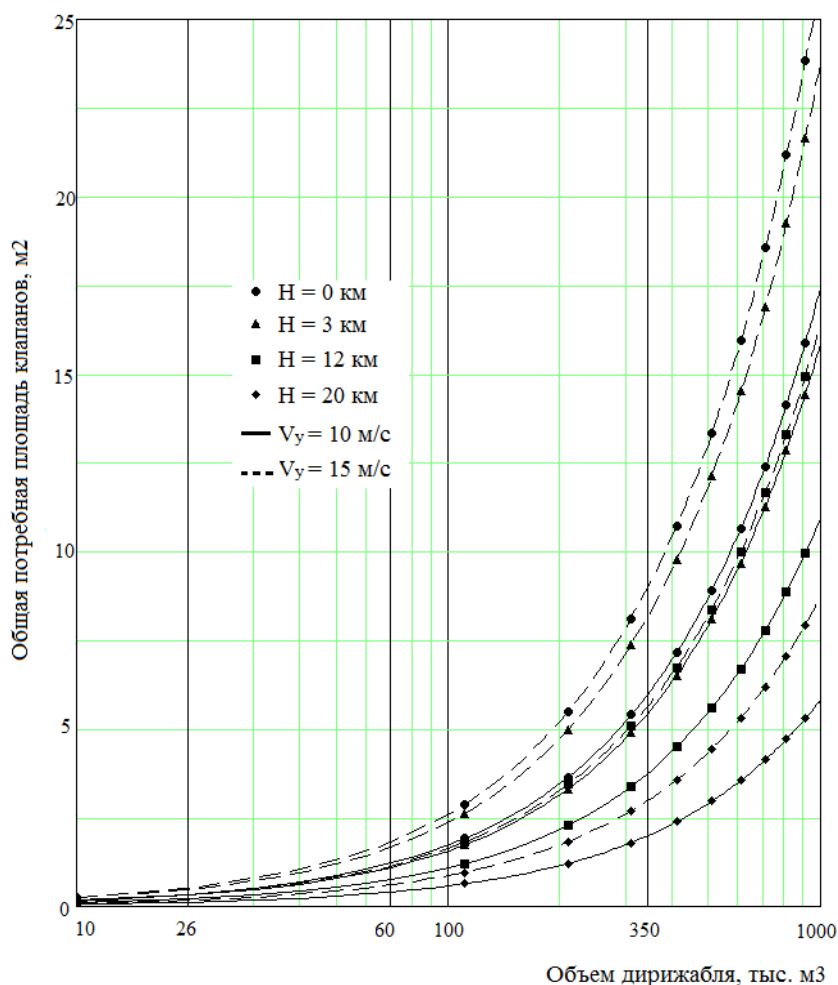


Рисунок 2.5 - Зависимости общей потребной площади газовых (флегматизированный водород) клапанов ВГС от объема, высоты полета и скороподъемности дирижабля ($\Delta p = 20$ мм вод. ст.)

Как было отмечено в разделе 1.2.3.1 диссертации, водород и гелий имеют значительную удельную подъемную силу, однако водород горючим и

взрывоопасным, а разработки по применению флегматизированного водорода до сих пор ведутся. Поэтому рассмотрим сравнительные графические зависимости воздушных и именно гелиевых клапанов от объема и высоты полёта дирижабля при подъеме и при заданных значениях скороподъемности дирижабля $V_y = 10$ м/с и уровне избыточного давления $\Delta p = 20$ мм вод. ст. (рис. 2.6).

Анализ рисунка 2.6 показывает, что потребная площадь воздушных клапанов более чем в 3 раза должна превышать общую площадь сечения гелиевых клапанов (при одном и том же заданном избыточном давлении Δp).

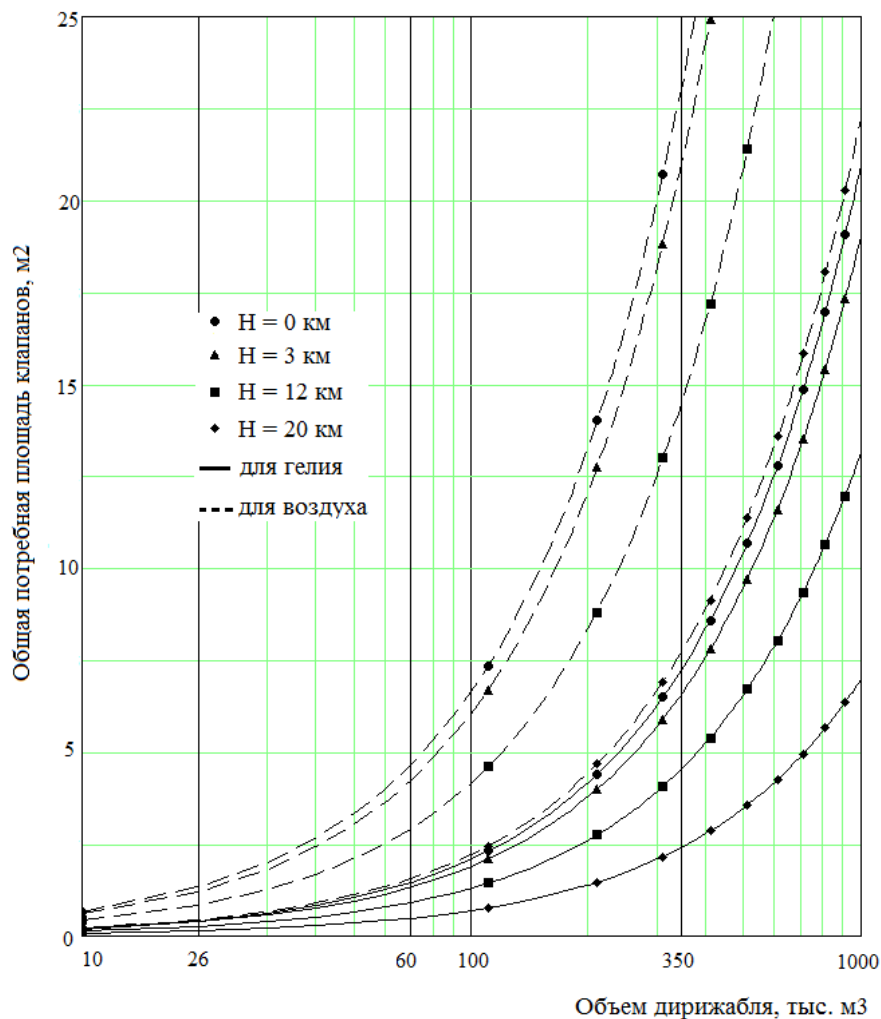


Рисунок 2.6 - Зависимости общей потребной площади воздушных и газовых (гелий) клапанов ВГС от объема и высоты полёта дирижабля ($V_y = 10$ м/с, $\Delta p = 20$ мм вод. ст.)

2.4 Сравнительная оценка параметров воздушно-газовой системы, рассчитанных по ранее используемой и усовершенствованной методикам

Сравнительная оценка геометрических параметров основных элементов ВГС, рассчитанных по ранее используемой [60] и усовершенствованной методикам (табл. 2.8), показала, что предложенная в диссертационной работе методика позволяет минимизировать геометрические параметры основных элементов ВГС дирижаблей в диапазоне от 34% до 59% в зависимости от типа несущего газа (табл. 2.9).

Таблица 2.8 – Сравнительная оценка геометрических параметров основных элементов ВГС, рассчитанных по ранее используемой (S_1) и усовершенствованной (S_2) методикам ($V_y = 10\text{ м/с}$, $\Delta p_{ВГС} = 20\text{ мм вод. ст.}$, $\Delta p_{вв} = 100\text{ мм вод. ст.}$)

Потребная площадь основных элементов ВГС, м ² Объем дирижабля, тыс. м ³	Воздушные клапаны		Воздушные вентиляторы		Газовые клапаны			
					гелий		водород	
	S_1	S_2	S_1	S_2	S_1	S_2	S_1	S_2
10	0,9	0,67	0,4	0,3	0,33	0,21	0,24	0,17
60	5,41	4,01	2,42	1,79	2	1,26	1,43	1,05
1000	90,14	66,89	40,32	29,92	33,37	20,95	23,85	17,44

Таблица 2.9 – Повышение точности расчета геометрических параметров основных элементов ВГС посредством усовершенствованной методики

Основной элемент ВГС Точность расчета	Воздушные клапаны	Воздушные вентиляторы	Газовые клапаны	
			гелий	водород
$(S_1/S_2 - 1) * 100\%$	34,9%	34,4%	59,1%	37,5%

2.5 Выводы по 2 главе

1. Усовершенствованная методика проектирования основных элементов ВГС дирижаблей позволяет рассчитать геометрические и физические параметры основных элементов ВГС и учитывает: неоднородность изменения давления и температуры воздуха газов и несущих газов по высоте атмосферы и стратосферы и изменение объема несущего газа с подъемом/спуском дирижабля, избыточное давление в элементах ВГС, выбор протекающего термодинамического процесса в элементах ВГС дирижабля, количество воздушных и газовых клапанов ВГС дирижабля.

2. Проведенные в диссертационной работе исследования существенно расширили функциональные возможности аэростатического блока разработанной ранее фирмой ЗАО «Аэростатика» программы для ЭВМ «Программный комплекс по формированию технико-экономических параметров транспортных дирижаблей нового поколения» и разрешили проблему по определению физических и геометрических параметров ВГС дирижабля.

3. Потребные значения площади газовых и воздушных клапанов ВГС находятся в прямо пропорциональной зависимости от объема дирижабля и его скороподъемности, причем потребная площадь воздушных клапанов более чем в 3 раза должна превышать общую площадь сечения гелиевых клапанов (при одном и том же заданном избыточном давлении). Если несущим газом ЛА является флегматизированный водород, то площадь проходных сечений газовых клапанов может быть на 20% меньше, по сравнению со случаем, когда ВГС ЛА заправляется гелием.

4. Для воздушных и газовых клапанов расчетным случаем является высота на уровне моря, для воздушных нагнетателей - максимальная высота полёта.

5. Увеличение задаваемого избыточного давления в ВГС уменьшает площадь газовых клапанов, но, несмотря на такую зависимость, разработчики воздухоплавательной техники должны минимизировать этот показатель, так как от него существенно зависит масса газовых отсеков и внешней оболочки корпуса дирижабля.

ГЛАВА 3. РАЗРАБОТКА И ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ВОЗДУШНО-ТЕПЛОВОЙ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ДИРИЖАБЛЯ ЖЕСТКОГО ТИПА НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

3.1 Разработка методики оценки энергетических затрат, необходимых для эффективной работы противобледенительной системы дирижабля жесткого типа нового поколения

На практике обледенение и выпадение мокрого снега не оказывают существенного влияния на выполнение полета дирижабля, поэтому противобледенительную систему корпуса необходимо рассчитывать, исходя из стояночных режимов аппарата. Плавление льда и снега на большой поверхности, особенно при интенсивном обледенении и очень сильном снегопаде (более 20 кг/м^2 за 10 часов) требует повышенных затрат энергии. Но, как показывают предварительные расчеты, мощности силовой установки, предназначенной для выполнения крейсерского полета, вполне должно быть достаточно для интенсивной работы противобледенительной системы дирижабля во время его стоянки под открытым небом.

Важная сторона проблемы – правильный учет взаимодействия осадков и поверхности летательного аппарата. Здесь необходимо учитывать поведение частиц в пограничном слое и течение жидкости по поверхности. В настоящее время методы вычислительной гидродинамики (CFD) [123] широко используются в аэродинамике при разработке и усовершенствовании летательных аппаратов. Можно констатировать, что методы CFD, в том числе расчет трехмерного турбулентного течения с теплообменом в аэродинамической системе, стали стандартным инструментом инженерного анализа и концептуального проектирования вновь создаваемых и оптимизируемых вариантов конструкции летательных аппаратов. Поэтому целесообразно использовать методы CFD программного комплекса FlowVision 2.5 [119] при нестационарном расчете трехмерного турбулентного потока.

На теплоотдачу поверхности корпуса дирижабля влияет турбулентное течение, возникающее из-за обдува ветром. Предполагается, что дирижабль закрепля-

ется на посадочной площадке с помощью причальной мачты и носового троса, то есть его корпус играет роль флюгера, поэтому ветер полагаем всегда направленным вдоль корпуса дирижабля. Для моделирования ветрового воздействия в вычислительном эксперименте достаточно двумерной осесимметричной модели. Для экономии времени и вычислительных ресурсов расчетная область должна ограничиться двумя плоскостями (сектором 12 градусов относительно оси корпуса дирижабля). Рекомендуется использовать адаптацию сетки высокого (6 – 8) уровня и стандартную k - ϵ модель турбулентности. При постановке граничных условий должны использоваться параметры, рекомендуемые справочником «Атмосфера» [11].

В диссертационной работе была разработана и реализована методика оценки энергетических затрат, необходимых для эффективной работы ПОС дирижабля жесткого типа нового поколения, состоящая из следующих этапов:

1. Расчет теплового потока, уносимого ветром с внешней поверхности корпуса дирижабля, в осесимметричной постановке при заданных температуре поверхности и скорости окружающего воздуха;

1.1. Оценка теплового потока, направленного на плавление снега;

1.2. Определение минимальной и максимальной тепловых мощностей с учетом выпадения снега на минимальную площадь (мидель) и максимальную площадь (в плане) дирижабля;

2. Выбор схемных вариантов ПОС;

3. Расчет движения снежинок вокруг дирижабля численным расчетом по лагранжевой модели частиц для уточнения площади зоны покрытия снегом;

4. Расчет теплового потока, уносимого ветром с внешней поверхности корпуса дирижабля, и распределения температуры по поверхности дирижабля для выбранных вариантов ПОС (с использованием программного комплекса FlowVision 2.5 в трехмерной постановке с учетом конструктивных особенностей системы нагрева и внутреннего объема дирижабля).

В качестве расчетной области используется одна секция корпуса дирижабля, соответствующая размерам реальной секции в средней части корпуса. Расчет-

ная область состоит из трех подобластей: корпуса дирижабля, подобласти газового мешка с гелием (воздухом) и внешней подобласти, моделирующей окружающую атмосферу (рис. 3.1);

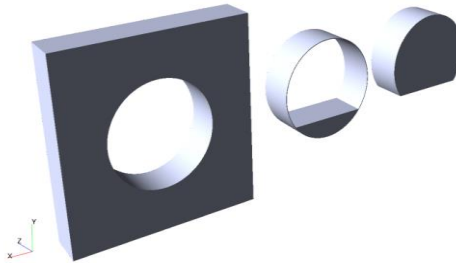


Рисунок 3.1 - Общий вид расчетной области в изометрии (слева – направо: внешняя среда, корпус, газовый мешок)

5. Проведение оценки потребной суммарной тепловой мощности для работы системы для лучшего варианта ПОС. Оценка потребной суммарной тепловой мощности для работы ПОС проводится при следующих предположениях:

- ПОС обеспечивает полное плавление снега на всей поверхности дирижабля за малый (порядка секунд) промежуток времени, то есть не происходит нарастания снежно-ледовой корки;
- при падении снега на корпус дирижабля тепло идет на нагрев снега, плавление снега и на нагрев полученной воды до температуры стенки;
- вода стекает струйками по поверхности дирижабля, тепло, уносимое водой с поверхности за время стекания, пренебрежимо мало (иными словами, температура воды не меняется за время стекания).

3.1.1 Математические модели вычислительной термо- и газодинамики для аналитического и численного теплового расчета противообледенительной системы корпуса дирижабля

В процессе численного моделирования обтекания корпуса дирижабля при ветровой нагрузке, обтекания внутренней полости корпуса и сопряженного теп-

лообмена необходимо применять различные математические модели, включенные в пакет программного обеспечения вычислительной гидродинамики [59]. Их можно условно подразделить на две группы – базовые и специальные модели.

Базовые модели предназначены для моделирования широкого класса гидродинамических явлений. Они описывают движение однородной жидкости при различных скоростях с учетом эффектов сжимаемости, турбулентности и теплопереноса:

1. *Модель теплопереноса в твердом теле* предназначена для моделирования теплопереноса и диффузионных процессов. Эта модель используется в задачах сопряженного теплообмена для постановки граничных условий при учете теплопереноса между газом и твердым телом. Уравнения массопереноса и энергии связаны между собой через линейную зависимость коэффициентов переноса от температуры и концентрации примеси;

2. *Модели турбулентного течения жидкости* предназначены для моделирования течения газа (жидкости) при больших и малых (турбулентных) числах Рейнольдса и при малых изменениях плотности.

Для численного моделирования внешнего обтекания корпуса дирижабля необходимо использовать стандартную k - ε модель турбулентности.

Для моделирования турбулентного течения во внутренних полостях корпуса дирижабля должна применяться низкорейнольдсовая k - ε AKN модель, уравнения которой аналогичны уравнениям для стандартной модели турбулентности, за исключением демпфирующих функций.

3. *Модель полностью сжимаемой жидкости* описывает стационарное и нестационарное движение газа при любых числах Маха (до-, транс-, сверх- и гиперзвуковые течения). В модель входят уравнения Навье-Стокса, энергии и уравнение конвективно-диффузионного переноса концентрации примеси. Плотность, теплопроводность и коэффициент диффузии линейно зависят от температуры и концентрации.

К специальным моделям относится *модель частиц*. Модель частиц описывает движение частиц твердой фазы в основной газовой среде методом Лагранжа.

В данной модели пренебрегают объемом, занимаемым частицами и теплопередачей между газом и частицами. Модель частиц может быть использована для численного моделирования выпадения снега на поверхность корпуса дирижабля.

В процессе расчета рекомендуется использовать различные типы граничных условий, среди которых следует отметить:

- периодические условия, которые учитывают периодическое изменение решения. Их использование может существенно уменьшить расчетную область;
- сопряженные условия, которые позволяют моделировать процессы теплообмена между жидкостью (газом) и твердым телом. Их использование допускает проведение сквозного расчета для подобластей с различными физическими свойствами.

3.1.2 Оценка доли площади поверхности дирижабля, закрываемой снегом за малый интервал времени

Предполагаем, что система защиты от обледенения обеспечивает полное плавление снега на всей поверхности дирижабля за малый (порядка секунд) промежуток времени.

Для защиты от обледенения корпуса жесткого дирижабля необходимо обеспечить поток тепла к поверхности оболочки дирижабля, достаточный как для нагрева снега, плавления снега и нагрева полученной воды до температуры стенки, так и для компенсации теплового потока, снимаемого с поверхности дирижабля окружающим воздухом, в том числе с учетом ветрового обдува.

Очевидно, что в каждый малый интервал времени снег падает не на всю поверхность, а лишь на её часть. То есть окружающий воздух снимает тепло лишь с части поверхности дирижабля. Сначала оценим, на какую площадь выпадает снег за 1 секунду (предполагаем, что форма снежинки сферическая):

площадь миделя снежинки – $19,6 \text{ мм}^2$;

удельное количество снежинок –

$\langle \text{масса снега в секунду на } 1 \text{ м}^2 \text{ горизонтальной поверхности} \rangle /$

$\langle \text{средняя масса снежинки} \rangle = 1/0,004 = 250 \text{ шт/м}^2$;

площадь, покрываемая снегом за 1 с –

$$\langle \text{удельное количество снежинок} \rangle * \langle \text{площадь миделя снежинки} \rangle = 4900 \text{ мм}^2 (0,0049 \text{ м}^2).$$

относительная площадь, покрываемая снегом за 1 с –

$$(4900/1000000) * 100 \% = 0,49 \ \%.$$

Таким образом, можно заключить, что в каждую секунду снег выпадает на площадь, не превышающую 0,25 % от площади поверхности дирижабля (с учетом того, что вероятность касания и удержания снега на нижней части поверхности пренебрежимо мала).

На этом основании в расчетах и при численном моделировании теплового потока, уносимого ветром с внешней поверхности корпуса дирижабля, можно пренебречь долей поверхности дирижабля, покрытой снегом.

Полагая, что вода стекает струйками по поверхности дирижабля, также полагаем, что тепло, уносимое водой с поверхности за время стекания, пренебрежимо мало (иными словами, температура воды не меняется за время стекания).

3.1.3 Методика оценки теплового потока, направленного на плавление снега

Одним из этапов разработанной методики является оценка теплового потока, направленного на плавление снега [26, 104]. Для этого была разработана специальная методика, которая заключается в следующем.

Предполагаем, что тепло требуется только на нагрев снега, плавление снега и на нагрев полученной воды до температуры стенки. Также предполагаем, что снег падает вертикально, давление окружающего воздуха 1 ата, ветер отсутствует.

Рассчитаем тепловую мощность, необходимую для нагрева снега, выпавшего на 1 м^2 , до температуры плавления ($0 \text{ }^\circ\text{C}$):

$$Q_1 = \langle \text{масса снега в секунду на } 1 \text{ м}^2 \text{ горизонтальной поверхности} \rangle * \\ * (\langle \text{температура плавления} \rangle - \langle \text{температура окружающего воздуха} \rangle) * \\ * \langle \text{удельная теплоемкость льда} \rangle.$$

Рассчитаем тепловую мощность, необходимую для плавления снега, выпавшего на 1 м^2 :

$$Q_2 = \langle \text{масса снега в секунду на } 1 \text{ м}^2 \text{ горизонтальной поверхности} \rangle *$$

* $\langle \text{удельная теплота плавления снежинок} \rangle$.

Рассчитаем тепловую мощность, необходимую для нагрева воды на 1 м^2 до температуры поверхности ($2 \text{ }^\circ\text{C}$):

$$Q_3 = \langle \text{масса снега в секунду на } 1 \text{ м}^2 \text{ горизонтальной поверхности} \rangle *$$

* $(\langle \text{температура поверхности дирижабля} \rangle -$

$\langle \text{температура плавления} \rangle) * \langle \text{удельная теплоемкость воды} \rangle$.

Таким образом, суммарное тепло $Q_{\text{пл}}$, требуемое на нагрев снега, плавление снега и на нагрев полученной воды до температуры стенки будет равно сумме

$$Q_{\text{пл}} = Q_1 + Q_2 + Q_3.$$

3.2 Расчетное исследование основных параметров противообледенительной системы корпуса дирижабля

В диссертационной работе, с применением разработанной и описанной в разделе 2.2 методики оценки энергетических затрат, необходимых для эффективной работы ПОС дирижабля жесткого типа нового поколения, были проведены численные исследования вариантов системы обогрева корпуса с целью выбора наиболее энергетически эффективного решения, которое должно вписываться в уже существующую конструкцию [102].

Нестационарный расчет трехмерного турбулентного потока с использованием методов вычислительной гидродинамики проведен с использованием программного комплекса FlowVision 2.5. Данное программное обеспечение разрабатывается уже на протяжении двадцати лет и получило признание инженерного и университетского сообщества, как достаточно надежный инструмент численного моделирования тепло- и массообмена в трехмерном турбулентном течении [119].

3.2.1 Исходные данные

При построении расчетных моделей использованы реальные геометрические размеры корпуса и внутреннего пространства дирижабля для адекватного моделирования трехмерного тепломассопереноса (табл. 3.1).

Таблица 3.1 – Исходные данные для проведения численного исследования

Параметр	Значение
Тип дирижабля	жесткий
Грузоподъемность	средняя, до 10 т
Длина	104 м
Объем	26 тыс. м ³
Количество газовых секций	13
Размер зазора между внешней обшивкой и газовым мешком	0,2 м
Температура атмосферного воздуха	от 0 до -10 °С
Скорость ветра	от 0 до 30 м/с
Температура внешней стенки корпуса дирижабля	≥ 2 °С

3.2.2 Численный метод на адаптивной сетке

Численный метод реализован на прямоугольной сетке с локальной адаптацией и подсеточным разрешением сложной геометрии. Во всей расчетной области вводится прямоугольная сетка. Выделяются подобласти с особенностями геометрии или течения, в которых необходимо провести расчет на более мелкой, чем исходная, сетке. При этом расчетная ячейка, в которую попала выделяемая особенность, делится на 8 равных ячеек. Далее, если необходимо, ячейки делятся еще раз и так до достижения необходимой точности. Ячейки начальной сетки называются ячейками уровня 0, ячейки, получаемые измельчением уровня 0, называются ячейками уровня 1 и т.д. При генерации сетки накладывается условие, что гранями и ребрами могут граничить друг с другом только ячейки с номерами уровней, отличающимися не более, чем на единицу. Метод подсеточного разрешения геометрии предназначен для аппроксимации криволинейных границ на прямоугольной сетке, в том числе и свободной границы жидкости. Ячейки, через которые проходит граница, расщепляются на 2, 3 и т.д. ячеек. При этом они теряют свою первоначальную форму параллелепипеда и превращаются в многогранники произвольной формы. Уравнения математической модели аппроксимируются для этих многогранников без каких-либо упрощений. В целом такой подход позволяет с достаточной степенью точности производить расчеты эффективно, используя

минимальные вычислительные ресурсы. Опыт показывает, что использование такой технологии позволяет получать инженерные решения на сетках с количеством узлов в 10 раз меньше, чем традиционные методы, при соответствующем снижении процессорного времени.

Более точного решения задачи тепломассообмена с сопряженными границами в сравнительно узком зазоре корпуса можно получить с применением кластерных технологий или параллельных вычислений, так как требуется расчетная сетка более высокого разрешения. В данной работе эта задача не ставилась, однако в дальнейшем она может быть успешно решена с использованием 320-ядерного кластера Московского авиационного института (МАИ).

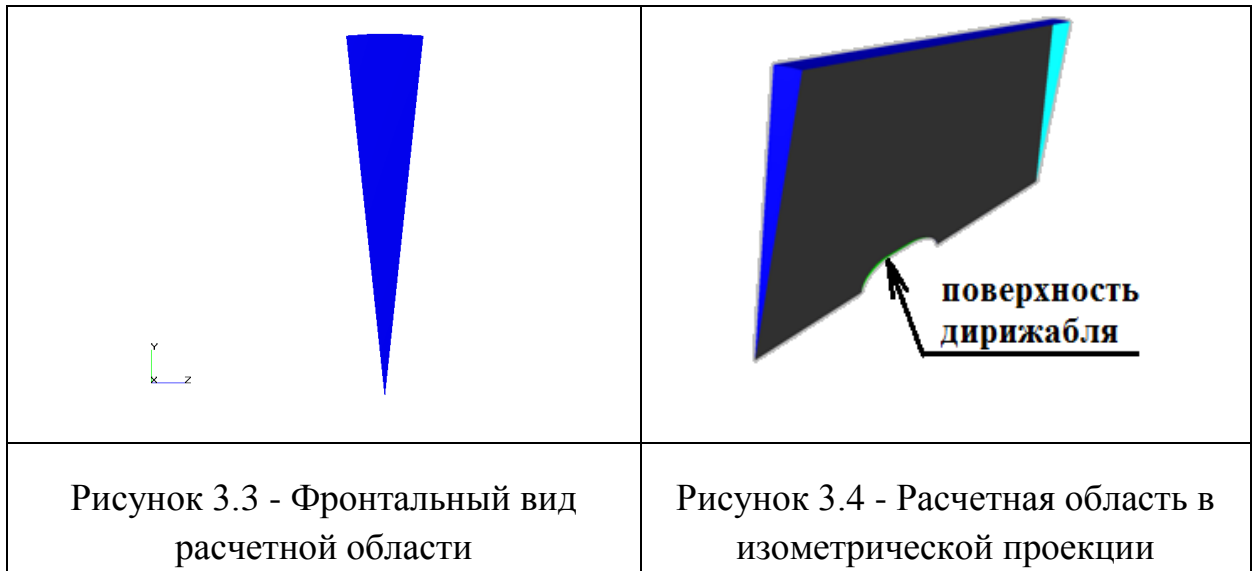
3.2.3 Расчет теплового потока, уносимого с поверхности дирижабля, в осесимметричной постановке задачи при заданной температуре поверхности и скорости окружающего воздуха

На теплоотдачу поверхности корпуса дирижабля воздействует турбулентное течение, возникающее из-за обдува ветром. Моделирование ветрового воздействия обрабатывалось в вычислительном эксперименте на двумерной осесимметричной модели, представленной на рисунке 3.2.



Рисунок 3.2 – Область расчета для моделирования ветрового обдува (вид сбоку)

Для экономии времени и вычислительных ресурсов, расчетная область ограничена двумя плоскостями, как показано на фронтальном виде на рисунке 3.3 и в изометрии на рисунке 3.4.



Таким образом, расчетная область ограничена сектором 12 градусов относительно оси корпуса, при допущении осесимметричного потока. Такое допущение дает возможность адекватной оценки параметров турбулентного течения на верхней поверхности корпуса при использовании адаптации сетки высокого (6 – 8) уровня (рис. 3.5) и применения пристеночных функций стандартной $k-\varepsilon$ модели турбулентности [123].

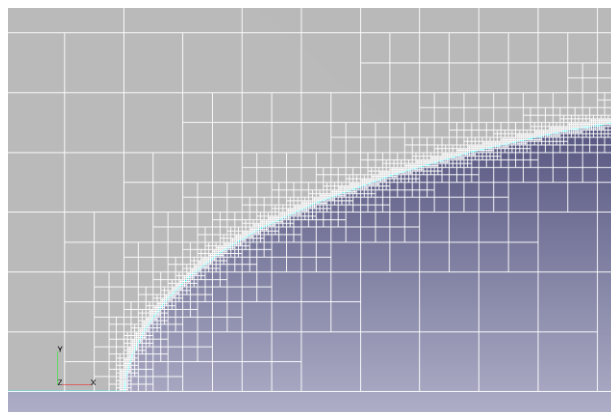


Рисунок 3.5 – Фрагмент сетки 6-го уровня адаптации у поверхности дирижабля

3.2.3.1 Постановка граничных условий

Применяемые в данной расчетной модели граничные условия показаны на рисунке 3.6: 1 – вход, 2 – выход, 3 – симметричные границы, 4 – верхняя граница, 5 – стенка корпуса дирижабля.

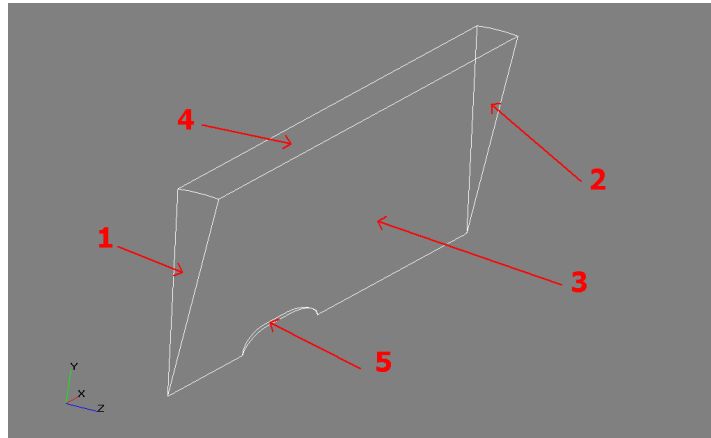


Рисунок 3.6 – Граничные условия расчетной модели

Расчеты проведены для трех величин скорости ветра, которые задавались путем определения полного давления на входной границе расчетной области (от 15 до 1000 Па). В ходе расчетов также варьировалась температура атмосферного воздуха от 0°C до -10°C и температура внешней поверхности корпуса дирижабля от 2 °C до 20 °C.

3.2.3.2 Результаты численного моделирования ветрового обдува корпуса дирижабля

Серия вычислительных экспериментов на двумерной модели корпуса дирижабля выполнена с целью получения данных о влиянии температуры стенки, температуры окружающего воздуха и скорости ветра на тепловой поток на стенке корпуса [101].

На этапе предварительных расчетов основной задачей было определение наиболее эффективной расчетной модели, которая позволяет получать адекватные результаты численного моделирования при минимальных затратах процессорного

времени и вычислительных ресурсов. Исходные данные представлены в таблице 3.2.

Таблица 3.2 - Исходные данные вычислительного эксперимента

Вариант расчета	1	2	3	4	5	6	7	8
Температура воздуха, °С	0	0	0	0	0	-5	-5	-10
Температура стенки, °С	5	5	5	2	10	5	5	5
Скорость ветра, м/с	39,3	21,7	6,1	5,9	5,9	4,9	21,4	4,9
Тепловой поток через площадь сектора модели, КВт/м ²	45,6	28,7	11,2	4,3	21,6	18,2	63,7	27,3
Оценка полного теплового потока, КВт/м ²	1369	862	336	129	647	546	1910	819

Численное моделирование проводилось нестационарным итерационным методом от нулевых начальных условий. Для выхода на стационарный режим течения в этом случае требуется обеспечить контроль таких параметров как полное давление и температура в зоне обогрева (верхней части корпуса). Стационарный режим работы достигается для расчетной сетки при минимальной адаптации первого уровня с целью экономии процессорного времени и ресурсов. Далее производится адаптация сетки на стенке корпуса, и расчеты продолжаются до установления стационарного (периодического) поля параметров. Окончательные расчеты выполнены на сетке 6 – 8 уровня адаптации. Полученные в ходе вычислительных экспериментов результаты приведены соответственно в таблице 3.3 и пример результатов численного эксперимента (вариант расчета 1) представлен на рисунке 3.7.

Таблица 3.3 – Полученные результаты вычислительного эксперимента

Вариант расчета	1	2	3	4	5	6	7	8
Температура воздуха, °С	0	0	0	0	0	-5	-5	-10
Температура стенки, °С	5	5	5	2	10	5	5	5
Скорость ветра, м/с	39,3	21,7	6,1	5,9	5,9	4,9	21,4	4,9
Шкала температуры, °С	0 – 3	0 – 3	0 – 3	0 – 3	0 – 3	-5 – 0	-5 – 0	-10 – 0

Шкала скорости, м/с	0 – 40	0 – 40	0 – 40	0 – 40	0 – 40	0 – 40	0 – 40	0 – 40
Шкала теплового потока, Вт/м ²	0 – 500	0 – 500	0 – 500	0 – 500	0 – 500	0 – 500	0 – 500	0 – 500

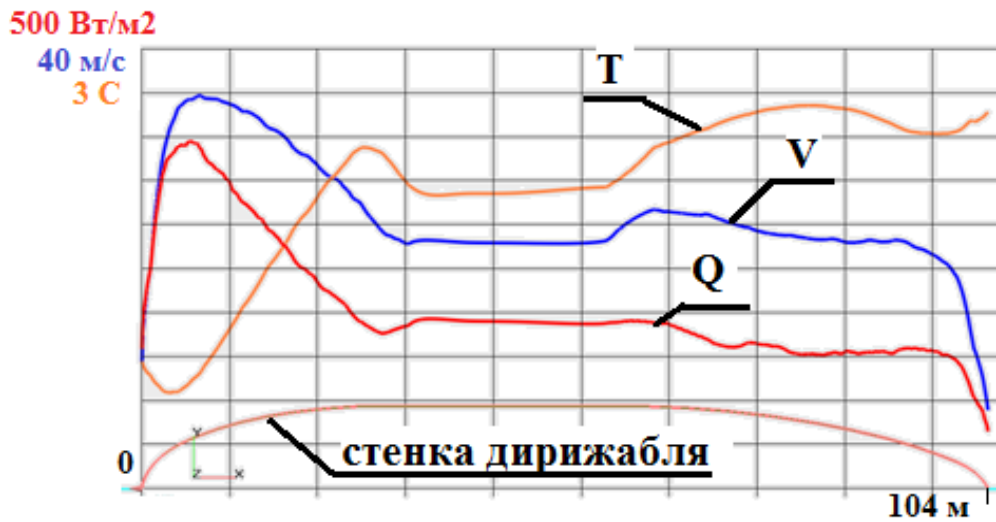


Рисунок 3.7 - Распределение температуры (Т, °С, оранжевая линия), скорости (V, м/с, синяя линия) и теплового потока (Q, Вт/м², красная линия) вдоль корпуса дирижабля

3.2.3.3 Оценка теплового потока, направленного на плавление снега

Исходные данные для проведения расчетного исследования теплового потока представлены в таблице 3.4.

Таблица 3.4 – Исходные для оценки теплового потока, направленного на плавление снега

Параметр	Значение
Масса снега, выпадающего в секунду на 1 м ² горизонтальной поверхности	1 г/(м ² *с)
Средний диаметр снежинки	5 мм
Средняя масса снежинки	0,004 г
Теплота плавления снежинки	335 Дж/г
Теплоемкость воды	4,187 Дж/(г*К)
Теплоемкость льда	2,11 Дж/(г*К)
Температура поверхности дирижабля	2 °С
Температура окружающего воздуха	-5 °С

Площадь горизонтальной проекции дирижабля	1786 м ²
Площадь поверхности дирижабля без оперения	5733 м ²
Площадь поперечного сечения дирижабля	339,8 м ²

Используя методику оценки теплового потока, направленного на плавление снега, описанной в разделе 3.1.3, были рассчитаны следующие параметры:

- тепловая мощность Q_1 , необходимая для нагрева снега, выпавшего на 1 м², до температуры плавления (0 °С) равна 11 Дж/м²;

- тепловая мощность Q_2 , необходимая для плавления снега, выпавшего на 1 м² равна 335 Дж/м²;

- тепловая мощность Q_3 , необходимая для нагрева воды на 1 м² до температуры поверхности (2 °С) равна 8 Дж/м².

Таким образом, суммарное тепло, требуемое на нагрев снега, плавление снега и на нагрев полученной воды до температуры стенки составляет

$$Q_{\text{пл}} = 11 + 335 + 8 = 354 \text{ Дж/м}^2.$$

При наличии ветра снежинки движутся по вектору скорости ветра, то есть выпадают на площадь, равную площади миделя, которая меняется от минимального значения (площадь поперечного сечения дирижабля) до максимального (площадь горизонтальной проекции дирижабля). В этом случае:

Минимальная тепловая мощность: 120 КВт;

Максимальная тепловая мощность: 632 КВт.

3.2.3.4 Выбор формулы для расчета коэффициента теплоотдачи от стенки дирижабля, пригодной для оперативных расчетов дирижаблей различных размерностей и с различным способом подачи тепла

На основании вычисленного в разделе 3.2.2.2 теплового потока Q можно подобрать формулу для расчета коэффициента теплоотдачи от стенки, пригодную для оперативных расчетов дирижаблей различных размеров и с различным способом подачи тепла.

Дирижабль представляет собой большое сооружение, сравнимое с жилым домом или промышленным зданием, поэтому для вычисления коэффициента теп-

лоотдачи α можно применить эмпирические формулы, используемые при проектировании тепловых систем в капитальном строительстве [38, 61, 87, 89]. Рассматривались следующие 6 формул коэффициента теплоотдачи (Вт/(м²·К)):

для вертикальной нагретой стенки [61, 87]:

$$\alpha = 1.66 \cdot (T_w - T_{амм})^{1/3}; \quad (3.1)$$

для верхней горизонтальной нагретой стенки [61, 87]:

$$\alpha = 2.66 \cdot (T_w - T_{амм})^{1/3}; \quad (3.2)$$

Франка [38, 87]:

$$\alpha = 7.34 \cdot V^{1/3} + 3.78 \exp(-1.91 \cdot V); \quad (3.3)$$

ASHRAE (American Society of Heating, Refrigerating and Air Conditioning Engineers) [89]:

$$\alpha = 5.6 + 3.9 \cdot V^2; \quad (3.4)$$

Ильинского [38]:

$$\alpha = 5.9 \cdot V^{0.8} / L^{0.2}; \quad (3.5)$$

из работы [38]:

$$\alpha = 0.25 \cdot Re^{0.8} Pr^{0.8} \cdot \lambda / L, \quad (3.6)$$

где T_w – температура стенки, $T_{амм}$ – температура окружающего воздуха, V – скорость окружающего воздуха, L – характерный размер, Re – число Рейнольдса, Pr – число Прандтля, λ – теплопроводность.

Сравнение результатов численных экспериментов и расчетов по формулам (3.1-3.6) показало, что наилучшее совпадение (различие не более 15% в рассмотренном диапазоне температур и скоростей) дает формула (3.5) при характерном размере, равном длине дирижабля.

3.2.3.5 Определение минимальной и максимальной тепловых мощностей с учетом выпадения снега на минимальную площадь и максимальную площадь дирижабля

Следующим этапом являлся расчет теплового потока от поверхности дирижабля в осесимметричной постановке при заданной температуре поверхности. При этом за минимальную площадь выпадения снега принималась площадь миде-

ля (339,8 м²), а за максимальную - площадь горизонтальной проекции дирижабля (1786 м²).

В таблицах 3.5 – 3.6 приведены рассчитанные значения тепловой мощности при различных вариантах температуры внешней стенки, скорости ветра, температуре атмосферного воздуха, а также при минимальной теплоте для плавления снега 120 кВт (табл. 3.5) и максимальной теплоте для плавления снега 632 кВт (табл. 3.6).

Таблица 3.5 - Тепловая мощность, необходимая для обеспечения работы противообледенительной системы при минимальной площади выпадения снега

Минимальная теплота для плавления снега (кВт) = 120							
11)	Тепловая мощность при температуре внешней стенки $T_w = 2$ °С, кВт						
		Скорость ветра (м/с)					
	Температура атмосферного воздуха (°С)	0	10	15	20	25	30
	-10	539	1140	1530	1895	2242	2576
	-5	324	715	943	1156	1358	1553
	0	159	290	355	416	474	529
22)	Тепловая мощность при температуре внешней стенки $T_w = 5$ °С, кВт						
		Скорость ветра (м/с)					
	Температура атмосферного воздуха (°С)	0	10	15	20	25	30
	-10	684	1395	1883	2339	2773	3189
	-5	449	970	1295	1599	1889	2166
	0	251	545	708	860	1004	1 143
33)	Тепловая мощность при температуре внешней стенки $T_w = 10$ °С, кВт						
		Скорость ветра (м/с)					
	Температура атмосферного воздуха (°С)	0	10	15	20	25	30
	-10	948	1820	2471	3079	3657	4213
	-5	684	1395	1883	2339	2773	3189
	0	449	970	1295	1600	1889	2166

44)	Тепловая мощность при температуре внешней стенки $T_w = 20\text{ }^\circ\text{C}$, кВт						
		Скорость ветра (м/с)					
	Температура атмосферного воздуха ($^\circ\text{C}$)	0	10	15	20	25	30
	-10	1542	2669	3646	4558	5426	6259
	-5	1235	2244	3058	3819	4541	5236
	0	948	1820	2471	3079	3657	4213

Таблица 3.6 – Тепловая мощность, необходимая для обеспечения работы противообледенительной системы при максимальной площади выпадения снега

Максимальная теплота плавления снега (кВт)= 632							
11)	Тепловая мощность при температуре внешней стенки $T_w = 2\text{ }^\circ\text{C}$, кВт						
		Скорость ветра (м/с)					
	Температура атмосферного воздуха ($^\circ\text{C}$)	0	10	15	20	25	30
	-10	1051	1652	2042	2407	2754	3087
	-5	836	1227	1455	1668	1870	2064
	0	671	802	867	928	986	1041
22)	Тепловая мощность при температуре внешней стенки $T_w = 5\text{ }^\circ\text{C}$, кВт						
		Скорость ветра (м/с)					
	Температура наружного воздуха ($^\circ\text{C}$)	0	10	15	20	25	30
	-10	1196	1907	2395	2851	3285	3701
	-5	961	1482	1807	2111	2401	2678
	0	762	1057	1220	1372	1516	1655
33)	Тепловая мощность при температуре внешней стенки $T_w = 10\text{ }^\circ\text{C}$, кВт						
		Скорость ветра (м/с)					
	Температура атмосферного воздуха ($^\circ\text{C}$)	0	10	15	20	25	30
	-10	1460	2331	2982	3591	4169	4724
	-5	1196	1907	2395	2851	3285	3701

	0	961	1482	1807	2111	2401	2678
44)	Тепловая мощность при температуре внешней стенки $T_w = 20\text{ }^\circ\text{C}$, кВт						
			Скорость ветра (м/с)				
	Температура атмосферного воздуха ($^\circ\text{C}$)	0	10	15	20	25	30
	-10	2054	3181	4158	5070	5937	6770
	-5	1747	2756	3570	4330	5053	5747
	0	1460	2331	2982	3591	4169	4724

На рисунке 3.8 представлены графические зависимости предварительно рассчитанных значений потребной мощности от скорости полета дирижабля, необходимых для обеспечения эффективной работы воздушно-тепловой ПОС корпуса дирижабля жесткого типа выше обозначенной размерности.

Таким образом, предварительная оценка теплового потока, уносимого ветром с внешней поверхности корпуса дирижабля жесткого типа, дала потребную тепловую мощность работы ПОС в диапазоне от 180 кВт до 2,4 МВт.

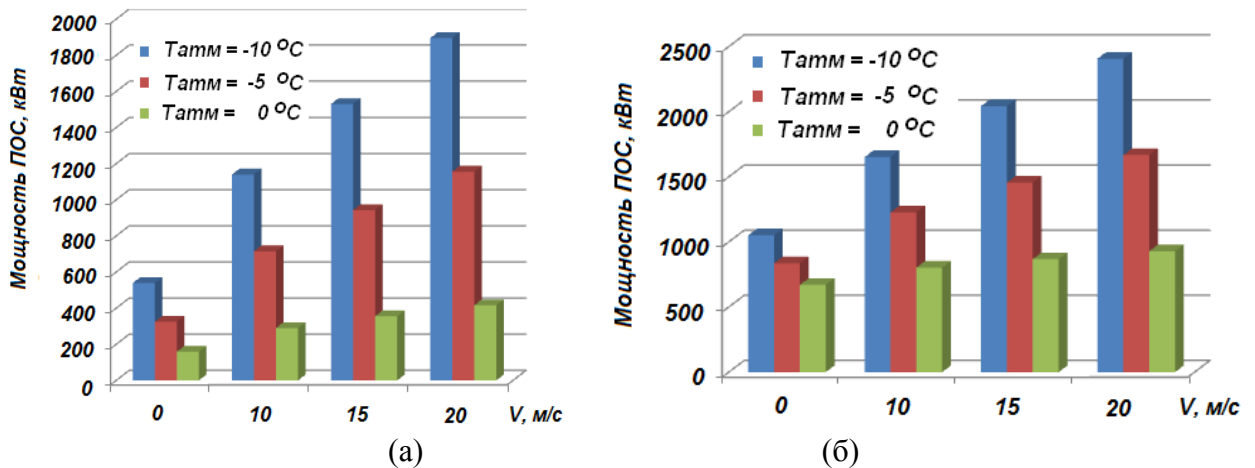


Рисунок 3.8 – Тепловая мощность, необходимая для обеспечения работы ПОС при минимальной (а) и максимальной (б) площади выпадения снега, температура внешней стенки $2\text{ }^\circ\text{C}$

3.2.4 Численное моделирование выпадения снега на корпус дирижабля

Численное моделирование проводилось с использованием лагранжевой модели частиц. При этом использовалось предположение, что частицы, коснувшись поверхности, покидают расчетную область. На рисунке 3.9 приведены тестовые

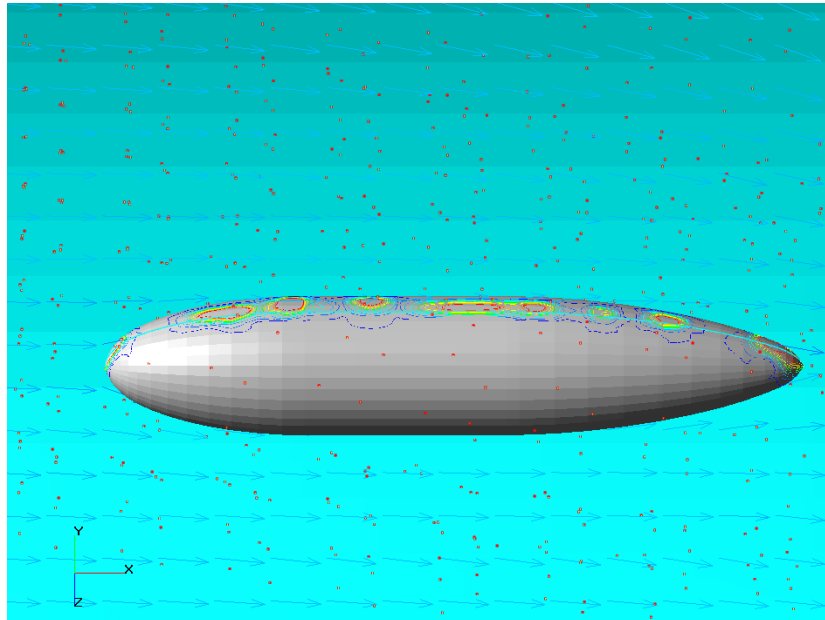


Рисунок 3.9 - Распределение концентрации выпавшего снега на поверхности корпуса дирижабля, вид сбоку (скорость ветра – 15 м/с)

частицы (красные точки), поле скоростей с вертикальной плоскостью симметрии корпуса (голубые стрелки), изолинии относительной концентрации снега на поверхности оболочки дирижабля (красные изолинии ограничивают зону максимальной концентрации, синие изолинии соответствуют минимальным значениям концентрации). Нормировка концентрации проведена к массовому расходу снега (кг/с). Особенностью граничных условий этой модели является фиксированное в центрах граней ячеек расчетной сетки положение стартовых точек частиц (снежинок). Этим объясняется то, что максимумы концентрации снега на поверхности оболочки дирижабля не совпадают с вертикальной плоскостью симметрии корпуса (голубая линия на корпусе).

На рисунках 3.10 - 3.11 красные изолинии ограничивают зону максимальной концентрации снега на поверхности оболочки дирижабля, синие соответ-

ствуют минимальным значениям. Скорость ветра – 15 м/с. Тестовые снежинки - красные точки, поле скоростей в вертикальной плоскости симметрии корпуса - голубые стрелки. Нормировка концентрации проведена к массовому расходу снега (кг/с).

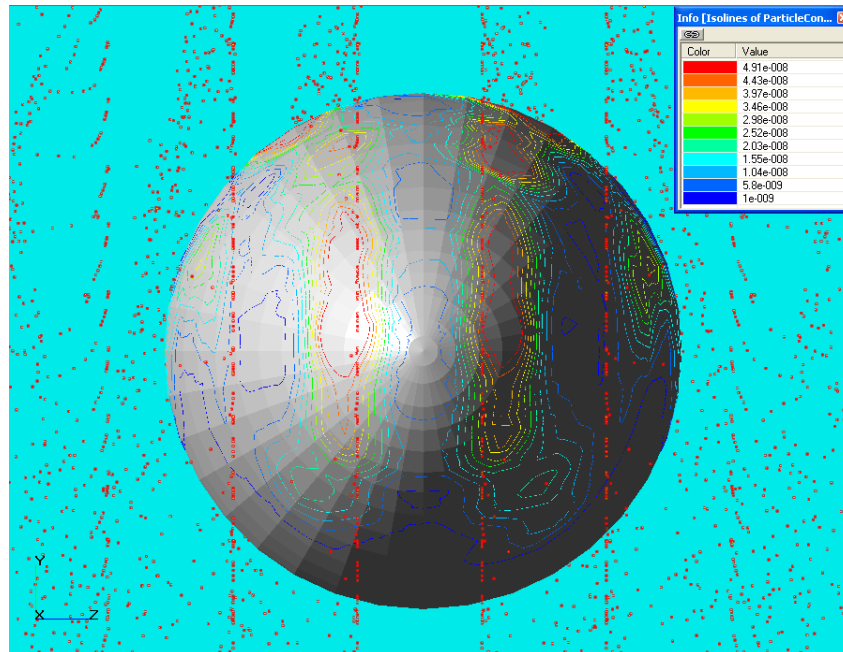


Рисунок 3.10 - Распределение концентрации выпавшего снега на поверхности корпуса дирижабля, вид спереди (скорость ветра – 15 м/с)

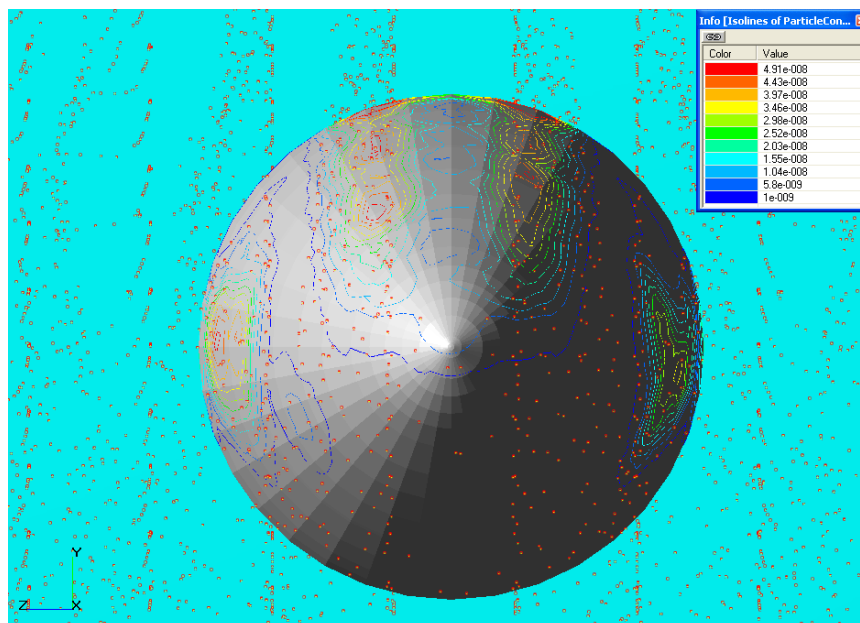


Рисунок 3.11 - Распределение концентрации выпавшего снега на поверхности корпуса дирижабля, вид сзади (скорость ветра – 15 м/с)

Предварительные расчеты по численному моделированию выпадения снега показывают, что максимальная концентрация выпавшего снега фиксируется в зоне верхней части поверхности корпуса дирижабля в секторе около 60 градусов, что подтверждает принятую схему расположения коллекторов подвода теплого воздуха.

3.2.5 Исследование вариантов системы обогрева корпуса дирижабля

В работе исследовались три варианта подачи горячего воздуха для нагрева внешней поверхности дирижабля:

- способ подачи теплого воздуха в нижний объем корпуса дирижабля, в каждую секцию;
- способ подачи теплого воздуха снизу в зазор между внешней оболочкой и газовыми отсеками;
- более сложный способ подачи теплого воздуха в верхнюю часть оболочки дирижабля.

Исследования проводились с использованием программного комплекса FlowVision 2.5 в трехмерной постановке задачи с учетом конструктивных особенностей системы нагрева и внутреннего объема дирижабля. Рассмотрим их более подробно.

3.2.5.1 Способ подачи теплого воздуха снизу в зазор между внешней оболочкой и газовыми отсеками

Расчеты проведены с целью оценки эффективности подачи теплого воздуха непосредственно из калориферов, расположенных попарно на левом и правом борту дирижабля снизу в зазор из нижней полости корпуса дирижабля (рис. 3.12).

В качестве расчетной модели используется одна секция корпуса дирижабля, соответствующая размерам реальной секции в средней части корпуса. Для оценки энергетического баланса системы подогрева можно принять общее количество подобных секций равным тринадцати. Расчетная область в математическом пространстве состоит из трех подобластей (рис. 3.13): корпуса дирижабля, подобла-

сти газового мешка с гелием и внешней подобласти, моделирующей окружающую атмосферу. Эти подобласти виртуально объединяются через поверхности сопряжения.

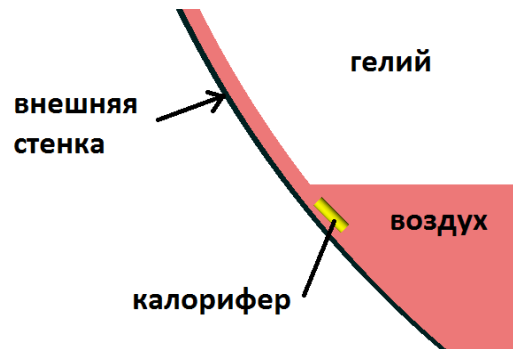


Рисунок 3.12 – Схема расположения калорифера

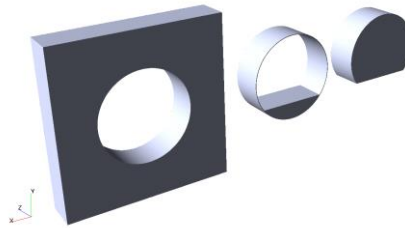


Рисунок 3.13 – Общий вид расчетной области в изометрии (слева – направо: внешняя среда, корпус, газовый мешок)

Изометрическая проекция расчетной области, где все три подобласти виртуально объединены по поверхностям сопряжения, позволяет лучше представить форму и расположение модели аэродинамической системы обогрева, как показано на рисунке 3.14.



Рисунок 3.14 – Совмещенные расчетные подобласти

Граничные условия подобласти корпуса показаны на рисунке 3.15: 1 – внешняя стенка корпуса; 2,3 – внутренняя стенка корпуса, 4 - симметричные границы. Калориферы отмечены указателями «5».

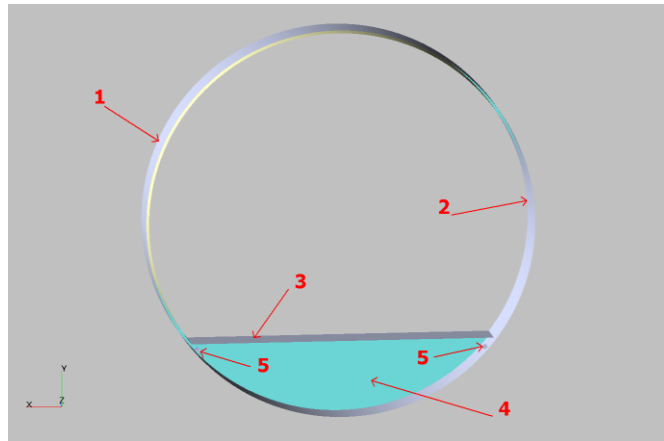


Рисунок 3.15 – Подобласть корпуса дирижабля с зазором

На граничной поверхности «3» адаптация сетки не производится, дополнительное сгущение ячеек расчетной сетки производится за счет адаптации в зонах установки калориферов «5».

На граничном условии типа «стенка» для калориферов обеспечивается адаптация сетки до уровня 4. На калориферах также ставятся граничные условия типа «вход / выход» для задания массового расхода нагретого до 50 градусов по Цельсию воздуха.

Расчет в подобласти газового мешка с гелием (рис. 3.16) обеспечивает данные по теплопереносу и подогреву гелиевого мешка. Внешняя граница данной подобласти сопряжена с внутренней границей подобласти корпуса, которая формирует с внешней поверхностью корпуса воздушный зазор 0,2 м для прохождения теплого воздуха. Граничные условия для стенки газового мешка «1» и «2» по сути дела одинаковы, однако отличаются уровнем адаптации сетки: в зоне зазора адаптация сетки выше – применяется третий уровень адаптации.

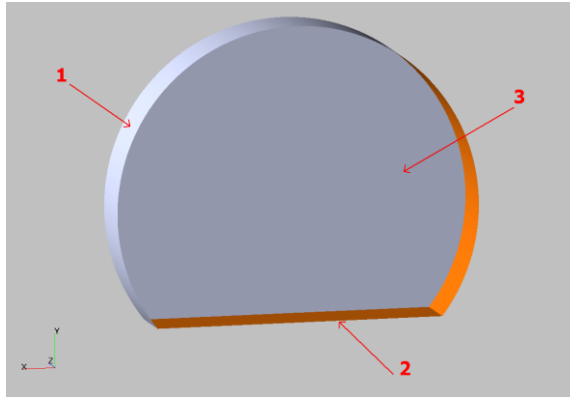


Рисунок 3.16 – Подобласть, наполненная гелием

Подобласть внешней среды с указанием расстановки граничных условий показана на рисунке 3.17, где 1 – внешняя стенка корпуса дирижабля, 2 – симметричные границы, 3 - вход по направлению ветра вдоль оси Z, 4 - выход по направлению ветра вдоль оси Z. Граничное условие «1» данной подобласти сопрягается с граничным условием «1» подобласти корпуса.

На внешних границах применяются и другие комбинации граничных условий с целью ускорения сходимости, но так, чтобы граничное условие не влияло на процессы теплообмена на внешней стенке корпуса дирижабля.

Условия численного эксперимента следующие: начальная температура гелия и воздуха $0\text{ }^{\circ}\text{C}$; температура воздуха на выходе калориферов $50\text{ }^{\circ}\text{C}$; площадь калориферов $0,0353\text{ м}^2$; расход воздуха на выходе калориферов $1,4\text{ кг/с}$; скорость воздуха на выходе калориферов $33,7\text{ м/с}$; площадь внешней поверхности 522 м^2 .

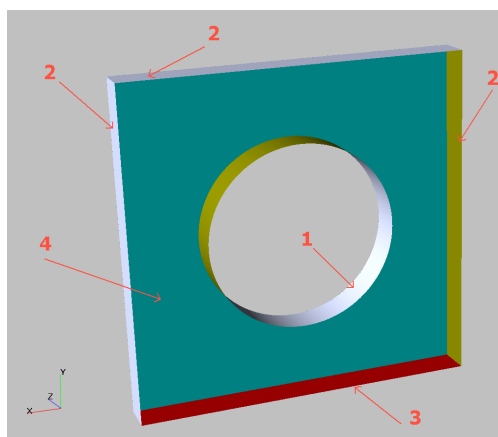


Рисунок 3.17 – Внешняя подобласть

Численный эксперимент показал, что в объеме гелия возникает сильное конвективное течение, выравнивающее температуру по объему, поэтому локальная температура отличается от средней не более, чем на 5 %. За 50 мин, прошедших от начала нагрева, не достигнуто стационарное состояние, гелий продолжает нагреваться. Средняя температура внешней поверхности 6,3 °С, средняя температура гелия 8 °С. Основной поток тепла идет на нагрев воздуха в нижней половине дирижабля (рис. 3.18, 3.19), что вызывает большой тепловой поток от поверхности в атмосферу в зоне, где нет выпадения снега. Таким образом, указанная конструктивная схема не эффективна и в дальнейшем не рассматривается.

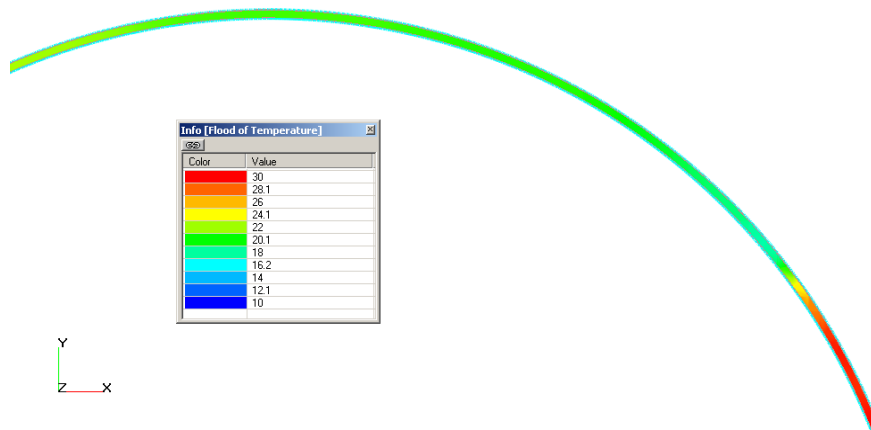


Рисунок 3.18 – Распределение температуры воздуха в секции дирижабля у верхней поверхности корпуса дирижабля при подаче теплого воздуха снизу

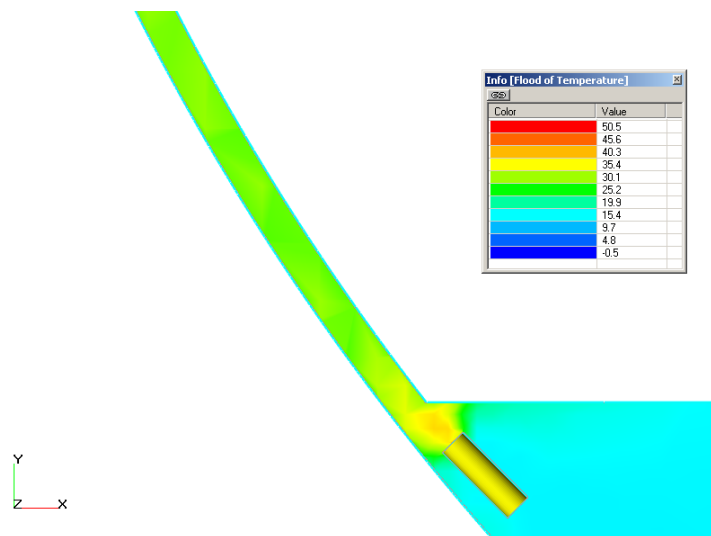


Рисунок 3.19 – Распределение температуры воздуха в плоскости симметрии секции дирижабля (перпендикулярно оси корпуса дирижабля) у калорифера

3.2.5.2 Способ подачи теплого воздуха в нижний объем корпуса дирижабля

Вычислительные эксперименты проведены также для варианта обогрева внутреннего воздушного пространства и газового мешка калориферами, установленными в нижней части корпуса дирижабля, в каждой секции. Такая схема расположения калориферов наиболее удобна с точки зрения их обслуживания, замены и подвода к ним энергопитания.

Расчетная твердотельная модель данного варианта (диаметром 20,8 м) представлена на рисунке 3.20. Там же показано положение калорифера для половины секции, разделенной плоскостью симметрии. Граничные условия для данной задачи аналогичны граничным условиям для модели с подачей теплого воздуха в верхнюю часть оболочки дирижабля (см. раздел 3.2.5.3). Условия численного эксперимента аналогичны ранее рассмотренной схеме.

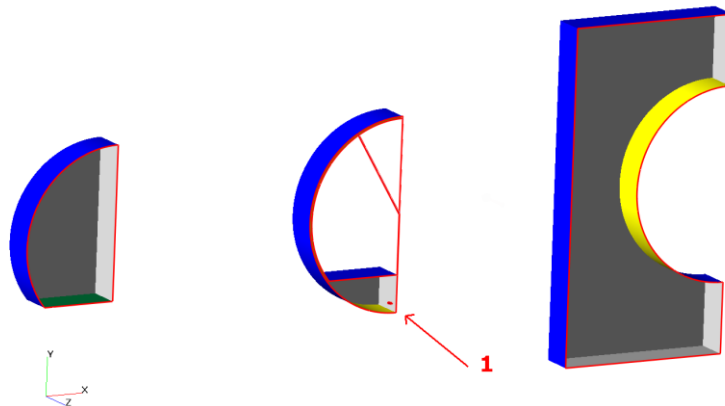


Рисунок 3.20 - Расчетная подобласть (1 – калорифер)

Из результатов расчета (рис. 3.21, 3.22) видно, что воздух в зазоре практически не прогревается, тепло в основном уносится атмосферным воздухом с нижней части дирижабля и также идет на медленный прогрев гелия.

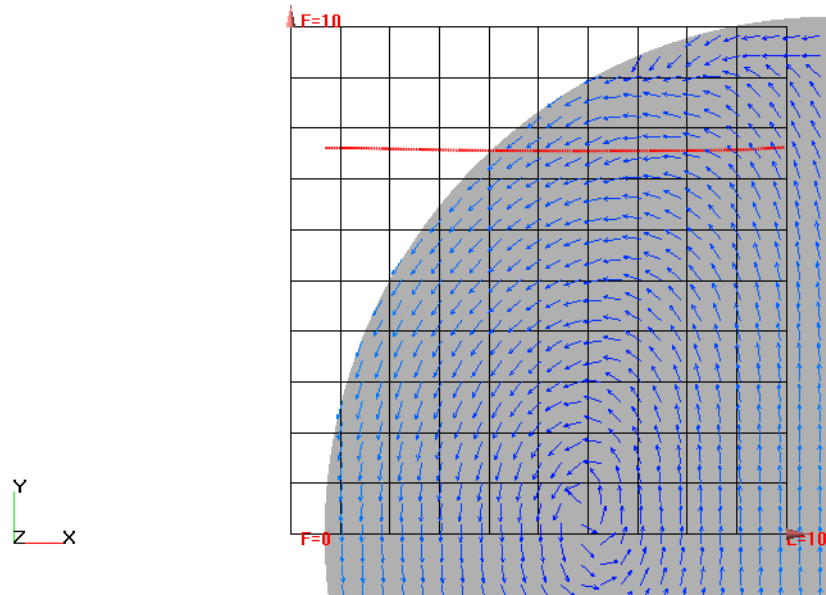


Рисунок 3.21 – Температура (вдоль оси абсцисс графика) и конвективный поток (стрелками показаны векторы скорости) внутри газового мешка с гелием

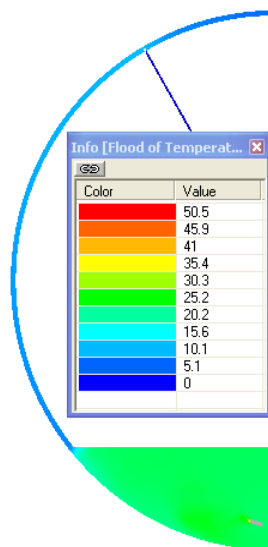


Рисунок 3.22 – Температура в плоскости симметрии секции дирижабля

3.2.5.3 Способ подачи теплого воздуха в верхнюю часть оболочки дирижабля

В данной схеме теплый воздух подается через три коллектора, расположенные в верхней части корпуса дирижабля. Один коллектор расположен в самой верхней части и идет параллельно оси дирижабля. Два других коллектора расположены параллельно первому и смещены относительно него по углу на $\pm 30^\circ$ в

соответствии с результатами расчета по выпадению снега. Условия численного эксперимента аналогичны ранее рассмотренным схемам.

Один коллектор расположен в самой верхней части и идет параллельно оси дирижабля. Два других коллектора расположены параллельно первому и смещены относительно него по полярному углу на $\pm 30^\circ$.

Схема подачи подогретого воздуха к верхней части корпуса дирижабля показана на рисунке 3.23 (а). На рисунке 3.23 (б) красными стрелками показано движение теплого воздуха, зелеными стрелками обозначено движение охлажденного воздуха по направлению к нижней части корпуса, синие стрелки показывают движение более холодного воздуха, который приходит на вход калорифера.



Рисунок 3.23 – Схема подачи теплого воздуха в верхнюю часть оболочки дирижабля

Расчетная модель представляет собой в поперечном сечении половину средней секции корпуса дирижабля (рис. 3.24).

В ходе дальнейших расчетов, с целью экономии процессорных ресурсов, применялась также расчетная модель в форме четверти секции корпуса.

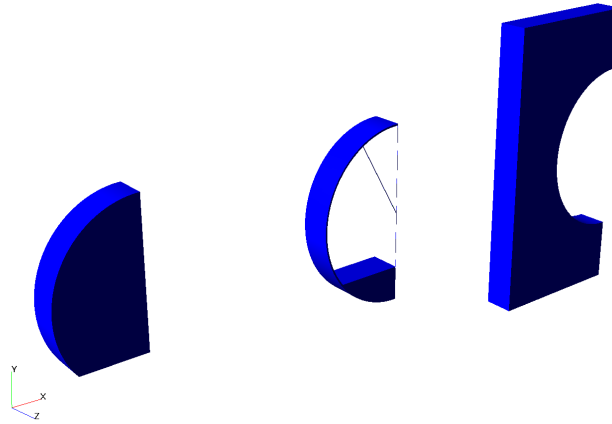


Рисунок 3.24 – Расчетная модель в изометрии (слева – направо: газовый мешок, корпус с коллектором, внешняя область)

Поверхности граничных условий для подобласти корпуса представлены на рисунке 3.25, где 1 – внешняя стенка корпуса, 2,3 – внутренняя стенка корпуса, 4 – симметричные границы, 5 - калориферы. Сток подогретого воздуха имитируется на граничном условии «6».

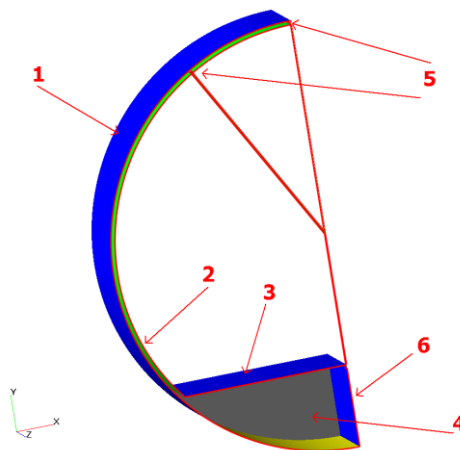


Рисунок 3.25 – Граничные условия подобласти корпуса дирижабля

На граничной поверхности «3» адаптация сетки не производится, на граничном условии типа «стенка» для калориферов «5» обеспечивается адаптация сетки до уровня 4. На калориферах также ставятся граничные условия типа «вход / выход» для задания массового расхода нагретого до 50 градусов по Цельсию воздуха. Фрагмент расчетной сетки для подобласти корпуса представлен на рисунке 3.26.

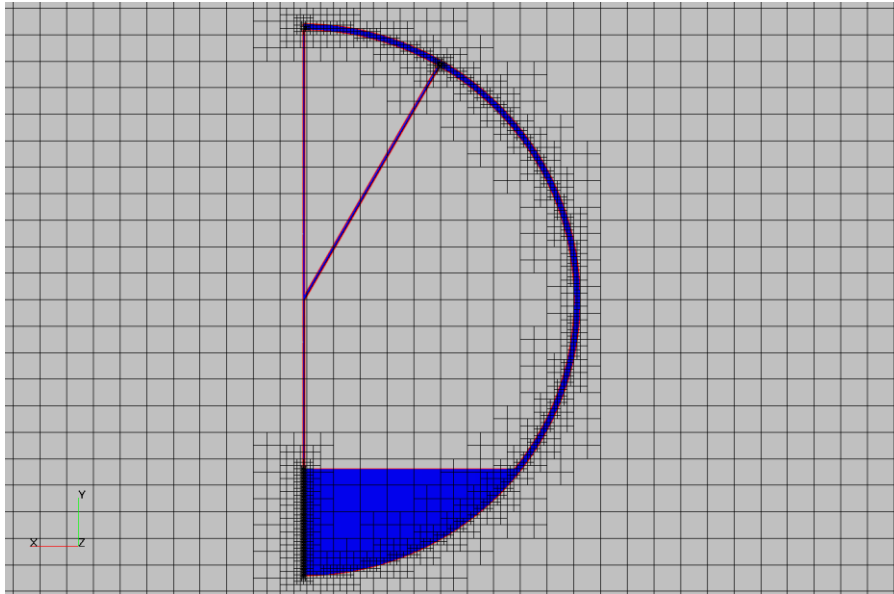


Рисунок 3.26 – Фрагмент расчетной сетки для подобласти корпуса дирижабля

Граничные условия подобласти газового мешка с гелием представлены на рисунке 3.27. Расчет в данной подобласти обеспечивает данные по теплопереносу и подогреву гелиевого мешка. Внешняя граница данной подобласти сопряжена с внутренней границей подобласти корпуса, которая формирует с внешней поверхностью корпуса воздушный зазор 0,2 м для прохождения теплого воздуха.

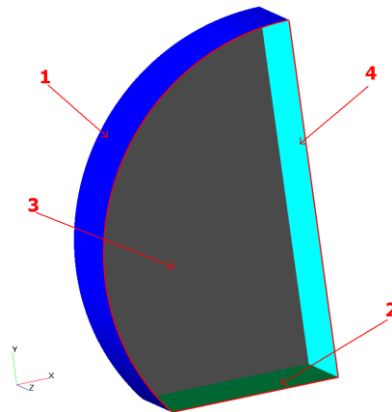


Рисунок 3.27 - Граничные условия подобласти газового мешка с гелием

Внутри зазора установлены коллекторы, из которых подается подогретый до 50 градусов Цельсия воздух. Граничные условия для стенки газового мешка «1» и «2» по сути дела одинаковы, однако отличаются уровнем адаптации сетки: в зоне зазора адаптация сетки выше – применяется третий уровень адаптации. На остальных границах установлены граничные условия «симметрия».

Подобласть внешней среды показана на рисунке 3.28, граничные условия которой идентичны рассмотренным ранее на рисунке 3.17. Граничное условие «1»

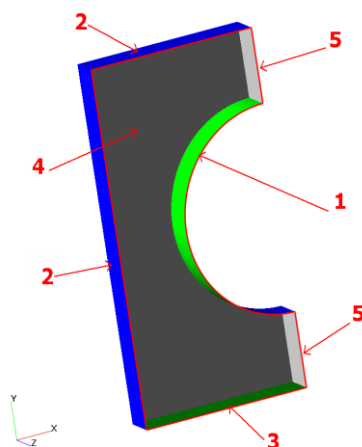


Рисунок 3.28 – Граничные условия для внешней подобласти

данной подобласти сопрягается с граничным условием «1» подобласти корпуса дирижабля.

На внешних границах применяются и другие комбинации граничных условий с целью ускорения сходимости, но так, чтобы граничное условие не влияло на процессы теплообмена на внешней стенке корпуса дирижабля.

Тепловой поток на нагрев воздуха определялся как разность энтальпий вытекающего из коллекторов теплого воздуха и откачиваемого снизу холодного воздуха.

Условия численного эксперимента по исследованию способа подачи горячего воздуха в верхнюю часть оболочки дирижабля аналогичны ранее рассмотренной схеме (см. раздел 3.2.5.1).

Через 30 минут после начала эксперимента была достигнута положительная температура верхней поверхности корпуса, превышающая 20 °С, гелий прогрелся всего на 1 °С. Средняя температура в зазоре составила 49 °С (рис. 3.29, 3.30).

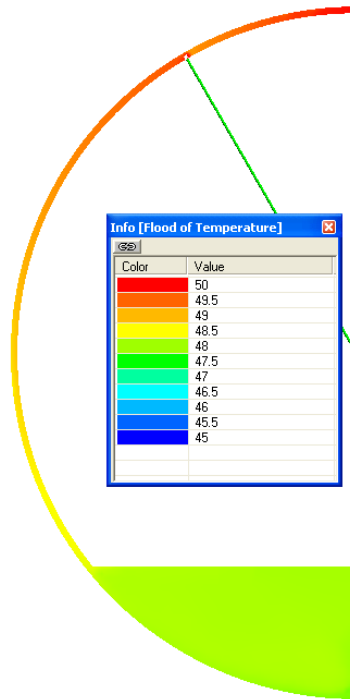


Рисунок 3.29 – Распределение температуры в плоскости симметрии сечения в зазоре корпуса дирижабля

Из полученных данных распределения температуры (рис. 3.29, 3.30) видно, что такая схема подачи теплого воздуха более эффективна по теплообмену, так как обеспечивает лучший подогрев верхней части корпуса, где нарастание снежно-ледового покрытия наиболее вероятно.

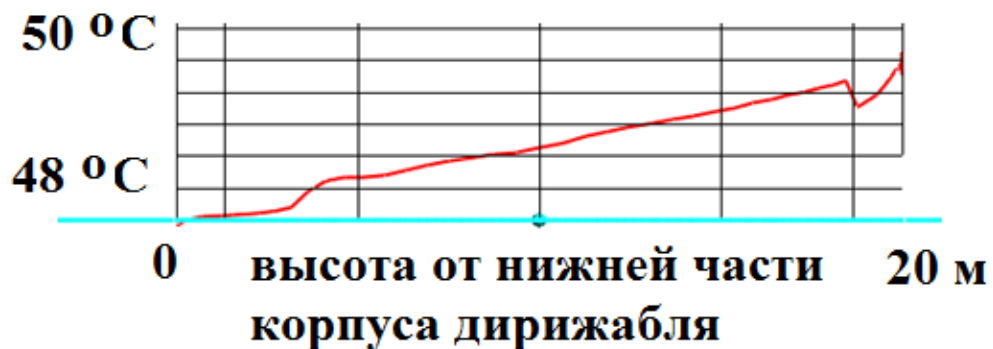


Рисунок 3.30 – Температура в зазоре корпуса дирижабля в зависимости от высоты при подаче теплого воздуха в верхнюю часть оболочки дирижабля

3.2.6 Оценка потребной суммарной тепловой мощности для работы лучшего варианта противообледенительной системы дирижабля

Требуемая тепловая мощность определяется как сумма теплового потока, снимаемого со всей поверхности дирижабля, с учетом изменения температуры стенки дирижабля по высоте и теплового потока, необходимого для плавления снега.

Таким образом, при поддержании средней температуры стенки на уровне 2°C для обеспечения работы лучшего варианта ПОС жесткого дирижабля средней размерности достаточно максимальной тепловой мощности 2,74 МВт при температуре окружающего воздуха до -10° С и скорости ветра до 30 м/с. При менее жестких погодных условиях (температура окружающего воздуха -5 ° С, скорость ветра 20 м/с) потребная тепловая мощность ПОС будет вдвое меньшей.

Если учесть тот факт, что суммарная механическая мощность маршевых двигателей, обеспечивающих максимальную крейсерскую скорость ЛА 140 км/ч, составляет около 1500 кВт, то можно заметить, что этой мощности вполне достаточно для эффективной работы ПОС при всех ветровых режимах при температуре атмосферного воздуха выше – 5 °С и обеспечении температуры внешней стенки (обшивки) корпуса дирижабля на уровне 2 °С.

Вышеизложенные соображения можно распространить на дирижабли любой размерности, так как потребная мощность маршевой силовой установки и потребная тепловая мощность ПОС находятся в одной и той же зависимости от изменения линейного размера ЛА, а именно в квадратичной.

3.3 Схемные решения воздушно – тепловой противообледенительной системы корпуса дирижабля жесткого типа

Результаты численных исследований возможных способов подачи горячего воздуха с использованием программного комплекса FlowVision 2.5 в трехмерной постановке с учетом конструктивных особенностей системы нагрева и внутренне-

го объема дирижабля позволили определить, что более эффективной является подача горячего воздуха из коллекторов сверху в зазор между оболочками.

На этом основании в диссертационной работе предложены схемные решения воздушно-тепловой ПОС корпуса дирижабля жесткого типа: бортовая ПОС с теплообменниками на базе маршевой силовой установки (рис. 3.31) и ПОС с пристыковываемым теплообменником (рис. 3.32) [100].

На рисунках 3.31, 3.32 изображены: 1 - съемная тепловая установка (теплообменник), 2 - радиальный воздухопровод, 3 - продольный воздухопровод, 4 - соединительное колено воздухопроводов, 5 - пространственный трехгранный стрингер, 6 - газовый мешок (отсек).

Схема бортовой ПОС с теплообменниками на базе маршевой силовой установки включает в себя 4 теплообменника и систему коллекторов, по которым теплый воздух подается в воздушный зазор между верхней частью внешней оболочки и газовыми мешками. Теплообменники состоят из радиаторов водяного охлаждения дизельных двигателей и электрических калориферов, работающих от мощных генераторов маршевой силовой установки.

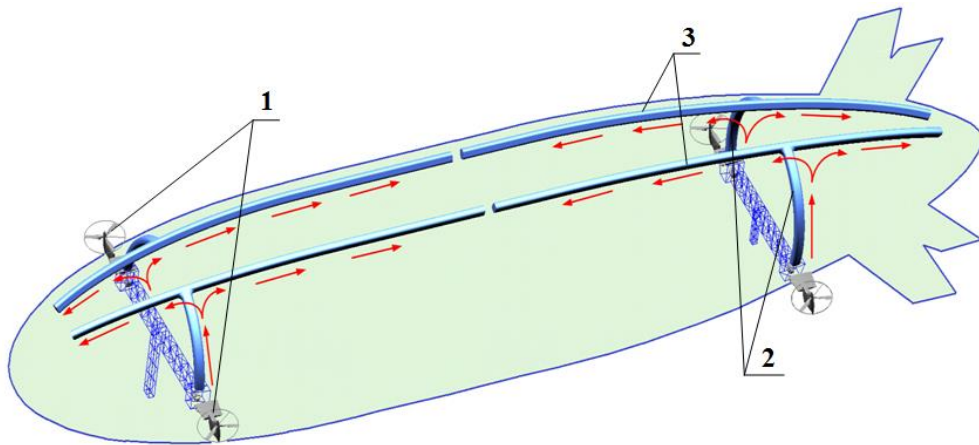


Рисунок 3.31 – Схема бортовой ПОС с теплообменниками на базе маршевой силовой установки

Двигатели маршевой силовой установки и генераторы теплообменников включаются в работу только в случае интенсивного снегопада или обледенения во время стоянки дирижабля под открытым небом.

Однако у предлагаемой схемы системы есть недостаток - бортовая система будет иметь немалый вес и сложную трансмиссию. Поэтому предлагается еще одно схемное решение ПОС корпуса дирижабля жесткого типа – ПОС с пристыковываемым теплообменником (на базе пропановых мощных горелок), которое представлено на рисунке 3.32.

Численные исследования данной схемы в трехмерной постановке задачи (рис. 3.32) пока не были проведены и являются перспективным направлением развития работы, однако уже сейчас можно перечислить основные ее достоинства по сравнению со схемой бортовой ПОС с теплообменниками на базе маршевой силовой установки:

- простота и универсальность конструкции;
- существенное снижение массы системы;
- низкая стоимость системы.

Важно отметить, что реализация данных схемных решений ПОС предусматривает обязательное наличие воздушного зазора между внешней обшивкой и газовыми мешками жесткого дирижабля.

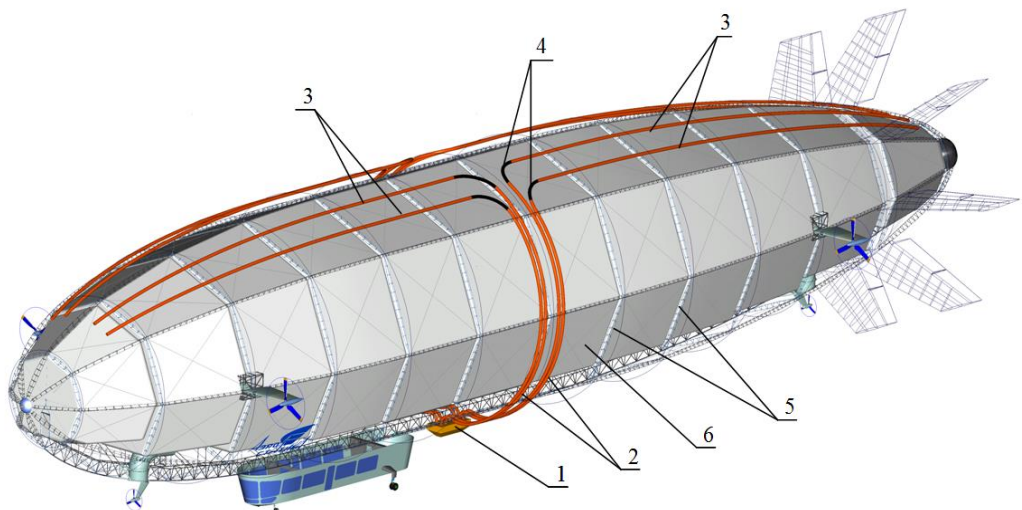


Рисунок 3.32 – Схема ПОС с пристыковываемым теплообменником

3.4 Выводы по 3 главе

1. На практике обледенение и выпадение мокрого снега не оказывают существенного влияния на выполнение полета дирижабля, поэтому ПОС корпуса необходимо рассчитывать, исходя из стояночных режимов аппарата.

2. Для защиты от обледенения корпуса жесткого дирижабля необходимо обеспечить поток тепла к поверхности оболочки дирижабля, достаточный как для нагрева снега, плавления снега и нагрева полученной воды до температуры стенки, так и для компенсации теплового потока, снимаемого с поверхности дирижабля окружающим воздухом, в том числе с учетом ветрового обдува.

3. Вычислительный эксперимент показал, что в расчетах и при численном моделировании теплового потока, уносимого ветром с внешней поверхности корпуса дирижабля, можно пренебречь долей поверхности дирижабля, покрытой снегом.

4. Установленная с погрешностью 15% эмпирическая формула коэффициента теплоотдачи позволяет предварительно рассчитывать тепловой поток в зависимости от размеров корпуса дирижабля и режимных теплофизических параметров.

5. Сравнение трех предлагаемых в диссертации вариантов подачи теплого воздуха для нагрева внешней поверхности дирижабля показало, что подача теплого воздуха в нижний объем или снизу в зазор между внешней оболочкой и газовыми отсеками неэффективна с точки зрения быстрого выхода верхней поверхности дирижабля на требуемый тепловой режим и расхода энергии, в то время как подача теплого воздуха в верхнюю часть оболочки дирижабля посредством коллекторов значительно более эффективна.

6. Численное моделирование выпадения снега на корпус дирижабля с использованием лагранжевой модели частиц показало, что максимальная концентрация выпавшего снега наблюдается в верхней части корпуса дирижабля в секторе около 60 градусов, что подтверждает принятую схему расположения коллекторов подвода теплого воздуха.

7. Максимальная тепловая мощность, необходимая для обеспечения эффективной работы лучшего варианта ПОС дирижабля средней размерности при температуре окружающего воздуха $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ и скорости ветра 30 м/с , составляет около 3 МВт ; при менее жестких погодных условиях (температура окружающего воздуха $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$, скорость ветра 20 м/с) потребная тепловая мощность ПОС будет вдвое меньшей.

8. Суммарной тепловой мощности маршевой силовой установки, обеспечивающей крейсерскую скорость ЛА около 150 км/ч , вполне достаточно для эффективной работы ПОС при всех ветровых режимах при температуре атмосферного воздуха выше $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$ и обеспечении температуры внешней стенки (обшивки) корпуса дирижабля на уровне $2\text{ }^{\circ}\text{C}$.

9. Предложенные в диссертационной работе схемные решения воздушно-тепловой ПОС дирижабля - схема бортовой ПОС с теплообменниками на базе маршевой силовой установки и схема ПОС с пристыковываемым теплообменником позволяют обеспечить круглогодичную стоянку дирижабля под открытым небом.

ГЛАВА 4. ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ВОЗДУШНО-ГАЗОВОЙ СИСТЕМЫ ДИРИЖАБЛЯ В КАЧЕСТВЕ ВОЗДУШНО-БАЛЛАСТНОЙ СИСТЕМЫ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ

4.1 Принцип работы воздушно-балластной системы высокого давления

Дирижабли и гибридные ЛА могут быть как балластируемыми, так и безбалластными. К безбалластным аппаратам относят, прежде всего, такие гибридные ЛА, как вертостаты и статопланы.

В обязательном порядке на всех типах дирижаблей применяется воздушный балласт, который является регулятором массы дирижабля и избыточного давления в его корпусе. При этом давление в ВГС дирижабля близко к атмосферному, а масса балластной системы составляет около 1,5% от взлетной массы ЛА [53].

Рассмотрим принцип работы воздушно-балластной системы высокого давления на примере самого большого жесткого дирижабля, построенного в США с 1940 года - прототипе Aeroscraft компании Worldwide Aeros.

Он имеет длину 80 м, ширину – 33м. Его жесткий каркас выполнен из алюминиевого сплава и углепластика и обтянут оболочкой из композитного материала на основе лавсана. Подъемный газ – гелий – под повышенным давлением закачан в 18 баллонов, каждый из которых весит около 200 кг. Эти баллоны расположены в центральной части дирижабля (рис. 4.1, поз.1). Чтобы увеличить подъемную силу аппарата, пилот выпускает гелий из этих баллонов. Газ, намного более легкий, чем воздух, вытекает в пространство под наружной обшивкой (рис. 4.1, поз. 2), составляющее основную часть объема летательного аппарата (грузовой отсек здесь не показан). В результате вокруг четырех больших воздушных резервуаров (рис. 4.1, поз. 3), расположенных по бортам, создается повышенное давление [83, 88, 110]. Резервуары сжимаются, и значительная часть воздуха выталкивается в забортное пространство. Общий вес аппарата уменьшается, и дирижабль всплывает.

Для того, чтобы уменьшить высоту полета, пилот выполняет эти же действия в обратном порядке. Мощные компрессоры закачивают гелий из общего внутреннего пространства в баллоны хранения. Внутри корпуса давление несколько снижается, и воздушные резервуары начинают всасывать более тяжелый воздух из заборного пространства. Корабль начинает снижаться (перемещению воздуха содействуют вентиляторы и клапаны).

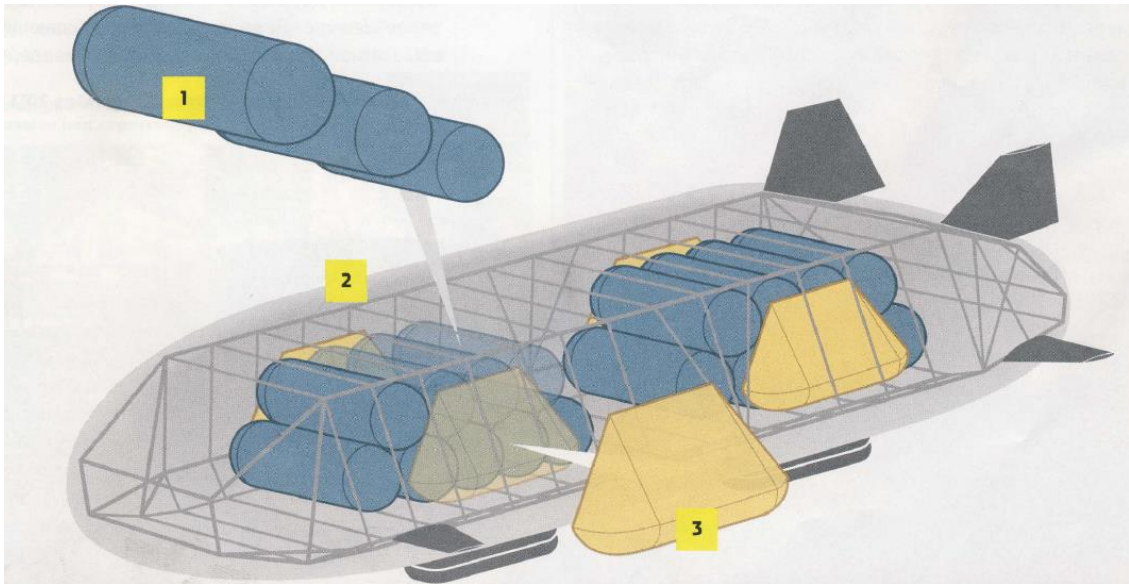


Рисунок 4.1 – Схема ВГС прототипа транспортных дирижаблей Aeroscraft жесткого типа фирмы «Aeros» (США)

Такая идея использования в качестве основного и единственного балласта сжатого до нескольких атмосфер воздуха (в сочетании со сжатым несущим газом), закачанного в балластные емкости, является очень заманчивой, поскольку ее реализация позволила бы разрешить все проблемы баллаستировки транспортных дирижаблей, включая операции по снятию с борта ЛА коммерческих грузов на неподготовленных площадках. Но, к сожалению, современное состояние материаловедения не позволяет материализовать эту идею без огромного увеличения массы балластной системы. Проиллюстрируем это расчетами.

4.2 Оценка массовой эффективности воздушно-балластной системы высокого давления с использованием уравнения Лапласа

Рассмотрим оболочку дирижабля мягкого типа классической формы. Она является осесимметричным телом вращения с толщиной стенки h , образованным двумя радиусами кривизны: ρ_m – меридиальным и ρ_t – главным, перпендикулярным к дуге меридиана. Если в оболочке создать избыточное давление p , то в ней возникнут меридиальные (σ_m) и окружные (σ_t) напряжения. Давление, радиусы кривизны и напряжения связаны между собой уравнением Лапласа [85]

$$\frac{\sigma_m}{\rho_m} + \frac{\sigma_t}{\rho_t} = \frac{p}{h}. \quad (4.1)$$

В миделевом сечении (цилиндрической части) оболочки действуют следующие напряжения

$$\sigma_m = \frac{pR}{2h}, \quad \sigma_t = \frac{pR}{h}, \quad (4.2)$$

или погонные усилия (даН/м)

$$p_m = \frac{p \cdot R}{2}, \quad p_t = p \cdot R. \quad (4.3)$$

Для восприятия действующих на оболочку в полете изгибающих моментов в последней создается избыточное давление p . Из практики эксплуатации дирижаблей 1-го поколения, а также современных дирижаблей известно, что это давление не превышает 100 мм водного столба, что составляет не более 1% от атмосферного давления. Увеличение давления в оболочке на 0,01 от атмосферного практически не оказывает влияния на несущие свойства (подъемную силу, массу воздушного балласта) дирижабля, но влечет за собой необходимость использования воздухоплавательных материалов с высокими механическими свойствами и удельной массой. В зависимости от крейсерской скорости полета, объема и удлинения корпуса ЛА, а также прочностных свойств ткани (табл. 4.1) относительная масса оболочки ($\bar{m}_{об} = m_{об} / m_{взл}$) составляет 0,1 ÷ 0,25 [53]. Если мы хотим в качестве основного балласта в транспортном дирижабле жесткого типа использовать воздух, то должны довести уровень избыточного давления:

- в оболочке до $0,25 \div 0,4$ или
- в воздушных и газовых баллонетах до нескольких атмосфер, что повлечет за собой увеличение массы оболочки в десятки раз. Это нонсенс! Данный вывод легко перепроверить на следующем примере.

Таблица 4.1 – Физико-механические свойства тканепленочных материалов

Страна изготовитель	Наименование	Масса, г/м ²	Разрывное усилие, даН/м основа/уток	Разрывная длина <i>l</i> , км	Композиция
Россия	ТПМ	120	520/510	4,3/4,2	капрон+ ПЭТФ + резина
Россия	КТМ-1	190±8	1660/1600	8,74/8,42	Лавсан+ПЭТФ+ резина
Россия	Л-10-539	315	3120/3000	9,91/9,52	2 слоя лавсана +ПЭТФ +резина
Россия	Эксперимент.	327	6324/5804	19,3/17,3	лавсан + СВМ + резина
Россия	Эксперимент.	450	7660/9940	17,0/22,1	2 слоя СВМ + резина
Россия	Экспериментальная	260	8956/9464	34,4/36,4	СВМ № 34 + СКБ + ПИ + резина
Франция	NF6 37102	200±15	1500	7,5	дакрон
Франция	TE54-1	370±15	3700/3500	10/9,46	дакрон
Франция	TE82	300±15	5500/5500	18,33	дакрон
США	RAVEN	142,4	1429/1071	10,03/7,52	нейлон+2 слоя полиуретана
США	18-19	120	907/712	7,8/6,1	нейлон рип-стоп+пропитка
США	9951	220	3655/2854	16,9/13,2	поли-стер+уретан+наливной ПЭТФ
США	17-97	226	4355/3452	19,3/15,6	нейлон+уретан+наливной ПЭТФ

4.3 Оценка массовой эффективности балластных емкостей высокого давления, выполненных из различных материалов

Рассмотрим в качестве балластных емкостей широко распространенные стальные газовые баллоны объемом 40 литров, имеющих массу 65 кг и рассчитанных на давление в 150 атмосфер. Малые геометрические размеры емкости нас не должны смущать, так как согласно уравнению Лапласа давление, окружной (главный) радиус и толщина оболочки связаны между собой таким образом, что от их варьирования масса балластной емкости, приходящаяся на 1 м³ закачиваемого воздуха, остается постоянной.

В 40 литровый баллон под давлением 150 атмосфер можно закачать 6 м³ воздуха массой 7,35 кг. Таким образом, на 1 кг балласта будет приходиться 8,8 кг конструкции балластной системы.

Балластные емкости могут быть изготовлены из различных материалов. В современных авиационных конструкциях наибольшее применение находят высокопрочные алюминиевые, магниевые и титановые сплавы, а также стали, в том числе высокопрочные легированные и коррозионностойкие.

В начале 70-х в мире появились поражающие воображение своей прочностью волокна Кевлар (США), несколько позже - Тварон (Нидерланды), Технора (Япония), Терлон (Россия) и другие, изготовленные на основе полимеров ароматического ряда, получивших собирательное название арамидов. На основе таких волокон были созданы различные композиционные материалы, которые стали успешно применять для изготовления ответственных деталей самолетов, ракет и дирижаблей, а также шинного корда, бронежилетов, огнезащитной одежды, канатов и множества других изделий. Позднее были разработаны методы получения волокон Вектран (США), СВМ, Русар, Армос, Artec (Россия), удельная прочность которых превосходит прочность высоколегированной стали в 10-13 раз! В последние годы активно ведутся работы по созданию полимерного арамидного волокна с прочностью до 6,0 ГПа (прочность стали на разрыв составляет 1,6-2,2 ГПа).

Уже разработаны методы получения углеродных волокон, обладающих прочностью свыше 7,0 ГПа и высокой жесткостью. Это позволяет успешно использовать их для изготовления высокомодульных и высокопрочных композиционных материалов – углепластиков, широко применяемых в настоящее время в аэрокосмических отраслях. Применение углепластика экономически весьма выгодно. На единицу веса изготовленного из него изделия нужно затратить в 3 раза меньше энергии, чем на изделие из стали, в 6,5 раза меньше, чем на изделие из алюминия, и в 20 раз меньше, чем из титана. Тонна углепластика может заменить 10-20 тонн высоколегированной стали [53].

Если же балластные емкости сделать не из стали, а из композиционного многофункционального тканепленочного материала на основе высокопрочных (6,0 – 7,0 ГПа) арамидных или угольных волокон можно будет значительно уменьшить их массу [114, 116]. Но и в этом случае масса балластной системы будет в разы превышать массу воздушного балласта. То есть на каждую тонну перевозимого груза потребуется несколько тонн массы балластной системы. Вместо того, чтобы перевозить грузы, дирижабль будет занят перевозкой преимущественно балластной системы.

4.4 Выводы по главе 4

1. Использование в дирижаблях воздушно-балластной системы с давлением, близким к атмосферному, является обязательным для всех типов аэростатических ЛА, позволяет регулировать массу дирижабля и избыточного давления в его корпусе и обеспечивает высокую массовую эффективность балластной системы (около 1,5 % от взлетной массы ЛА).

2. Оценка возможности использования ВГС в качестве воздушно-балластной системы высокого давления в современных проектах транспортных дирижаблей на основе уравнения Лапласа показала, что современный уровень материаловедения не позволяет материализовать эту идею без огромного увеличения массы балластной системы дирижабля.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, в диссертационной работе впервые комплексно рассмотрены наиболее проблемные и актуальные направления развития ВГС для дирижаблей жесткого типа нового поколения.

При проведении исследований и разработок по теме настоящей работы получены следующие результаты, обладающие научной новизной и практической ценностью:

1. Разработана усовершенствованная методика проектирования геометрических параметров основных элементов ВГС многоцелевых, транспортных и высотных (в том числе стратосферных) дирижаблей, расширяющая граничные условия для высоты функционирования дирижаблей и позволяющая минимизировать геометрические и весовые параметры основных элементов ВГС дирижаблей в диапазоне от 34% до 59% в зависимости от типа несущего газа.

2. Впервые предложена методика оценки энергетических затрат, необходимых для эффективной работы ПОС дирижабля жесткого типа нового поколения, разработанная на основе применения воздушно-теплого способа борьбы со снегом. Разработаны схемные решения ПОС дирижабля, повышающие эксплуатационные характеристики дирижабля, позволяющие минимизировать энергетические затраты, необходимые для эффективной работы ПОС дирижабля, и обеспечивающие круглогодичную стоянку дирижабля под открытым небом.

3. На основе уравнения Лапласа проведена оценка возможности использования ВГС в качестве воздушно-балластной системы высокого давления в транспортных дирижаблях, которая показала, что данная идея при современном уровне развития материаловедения является неэффективной, так как приводит к многократному увеличению массы балластной системы дирижабля и значительному снижению весовой отдачи дирижабля по целевой нагрузке.

4. Усовершенствована технологическая база проектирования основных элементов ВГС дирижаблей нового поколения:

- алгоритм, соответствующий предлагаемой методике проектирования геометрических параметров основных элементов ВГС, реализован в модернизиро-

ванном программном комплексе формирования облика дирижаблей различных типов, позволяющего повысить уровень точности и сократить время предварительных расчетов геометрических параметров основных элементов ВГС дирижабля;

- получены табличные и графические зависимости геометрических параметров элементов ВГС от размерности и скороподъемности ВПЛА, уровня избыточного давления в корпусе ЛА, типа рабочего газа (гелий, флегматизированный водород, воздух);

- даны практические рекомендации по заданию предпочтительных геометрических параметров основных элементов ВГС дирижаблей в зависимости от объема дирижабля, высоты полета, скороподъемности и типа газа, обеспечивающие максимальную эффективность функционирования ВГС.

5. Все поставленные в диссертационной работе задачи решены в полном объеме. Использование новых технических решений и разработанных методик проектирования ВГС позволит *повысить эффективность функционирования воздушно-газовой системы многоцелевых, транспортных и высотных дирижаблей жесткого типа нового поколения.*

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

ББС – безбаллонетные системы;

БС – баллонетные системы;

ВПЛА – воздухоплавательный летательный аппарат;

ВГС – воздушно-газовая система;

КПД – коэффициент полезного действия;

ЛА – летательный аппарат;

ПОС – противообледенительная система;

СПГ – сжиженный природный газ;

УНВ – устройство нагнетания воздуха;

ISIS – integrated sensor is structure;

ISR – intelligence, surveillance and reconnaissance airships;

МААТ – multibody advanced airship for transport;

LEMV – long endurance multi – intelligence vehicle.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Авиация: Энциклопедия. – М. Большая российская энциклопедия. ЦАГИ, 1994. – 736 с.
2. Агамиров В.Л., Глухарев А.Н., Пятышев Р.В. Свободные аэростаты. Конструкция, материалы и проектирование. - ВВИА им. проф.Н.Е. Жуковского, 1963. -390 с.
3. Азатян В. «Упряжка» для водородного пламени «Наука в России». РАН, №6, 2002. – С. 24-27.
4. Азатян В.В., Айвазян Р.Г., Калачев В.И., Мержанов А.Г.. Ингибитор для предотвращения воспламенения и взрыва водородо-воздушных смесей. Патент RU № 2042366.
5. Азатян В.В., Айвазян Р.Г., Калачев В.И., Мержанов А.Г.. Способ предотвращения воспламенения и взрыва водородо-воздушных смесей. Патент RU № 2081892.
6. Акопов М.Г., Бекасов М.И., Долгушев В.Г. и др. Системы оборудования летательных аппаратов: Учебник для студентов высших технических учебных заведений. – 3-е изд. – М.: Машиностроение, 2005. - С.417 – 456, ISBN 5-217-03259-6.
7. Арие М.Я. Дирижабли. – Киев: Наукова думка, 1986. – 264 с.
8. Арие М.Я., Полянкер А.Г. Дирижабль нового поколения. – Киев: Наукова думка, 1983. – 173 с.
9. Арие М.Я., Полянкер А.Г., Пархоменко В.А. К анализу причин упадка дирижаблестроения в 30-е гг. XX столетия. Труды 14 чтений К.Э. Циолковского. Секция «Авиация и воздухоплавание» (Калуга, 11-14 сентября 1979). – М.: ИИЕТ АН СССР, 1980. – С. 97-102.
10. Ассовская А.С. Гелий на земле и во вселенной. – Л.: «Недра», 1984. – 136 с.
11. Атмосфера стандартная. Параметры. ГОСТ 4401-81. Издательство стандартов, М., 1981. – 179 с.

12. Беликов В. Аэростатические супергрузовозы – транспорт для России XXI века. Гражданская авиация, № 3, 2001. – С. 24-26.
13. Бенфельд С.С. Техническая эксплуатация воздушных кораблей. – М.: РИО аэрофлота, 1936. – 277 с.
14. Берджес И.П. Проектирование воздушных судов. – М.; Л.: Оборонгиз, 1938. – 277 с.
15. Болдырева А.А. Суточные температурные колебания высоты полета стратосферной платформы и методы их компенсации. - Системный анализ, управление и обработка информации: сб. тр. III Междунар. науч. семинара, п. Дивноморское, 27 сент. - 2 окт. [Электронный ресурс] / ДГТУ. – Ростов н/Д, 2012. - 1 электрон. опт. диск (CD-ROM). - С. 170 – 176, ISBN 978-5-7890-0730-3.
16. Болдырева А.А. Эффективность использования массы в летательных аппаратах аэростатного типа. - Перспективные системы и задачи управления: сб. материалов 7-ой Всерос. науч.-практ. конф. – Таганрог: Изд-во ТТИ ЮФУ, 2012. – С.112-117.
17. Бойко Ю.С. Монгольфьеры. -«Транспорт» №8, 1990.– М.: Знание. – 64 с.
18. Бойко Ю.С., Турьян В.А. Голубая мечта столетий. – М.: Машиностроение, 1991. – 126 с.
19. Бойко Ю.С. Воздухоплавание в изобретениях. – М.: Транспорт, 1999. – С. 85–87.
20. Бойко Ю.С. Воздухоплавание: Привязное. Сводное. Управляемое. – М.: Изд-во МГУП, 2001. – 462 с.
21. Бойко Ю. С., Федоров С. В. Инновации фирмы Цеппелин. — Феодосия: ООО «Экма+», 2008. — С. 74–88.
22. Броуде Б.Г. Воздухоплавательные летательные аппараты. – М.: Машиностроение, 1976. – 138 с.
23. Брусов В.С. Системный анализ и автоматизированное проектирование летательных аппаратов. – М.: МАИ, 1982. – 80 с.

24. Вахминцев А.М. Постройка воздушных судов. – М.; Л.: ОНТИ НКТП СССР, 1935. – Ч.1.247 с.
25. Вахминцев А.М. Основы производства дирижаблей. – М.; Л.: ГИОП, 1940. – 286 с.
26. Варгафтик Н.Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей М.:Наука, 1972. - 720 стр.: ил.
27. Верба Г.Е., Голубятников В.Н., Кирилин А.Н., Пшихопов В.Х., Старостин И.А., Ступников В.И. Современное состояние и перспективы использования воздухоплавательных комплексов. «Мехатроника, автоматизация и управление» М. 2008 г. - С.40-42.
28. Верба Г.Е., Щугарев С.Н., Ивченко Б.А., Пономарев П.А., Галесников М.В. Современные мировые тенденции создания воздухоплавательной техники в интересах силовых ведомств. Известия ЮФУ. Технические науки. №3 (128). 2012г. – С.49-58.
29. Вольмир А.С. Гибкие пластинки и оболочки. – М.: Гостехиздат, 1956.
30. Гарф Б.А., Никольский В.И. Проектирование металлических конструкций дирижаблей. – М., Л.: ОНТИ НКТП СССР Главная редакция авиационной литературы, 1936. – 330 с.
31. Голубятников В.Н. За мечтою в небо. – М.: Издательский дом «Граница», 2006. – 200 с.
32. Григорьев Ю.П., Бурлаченко Н.И. Дирижабль как транспортная и лечебная база мобильного госпиталя. Журнал «Медицина катастроф» №1 (25), 1999. – С. 40-43.
33. Динамика и аэродинамика дирижаблей. Обзоры ЦАГИ №704, 1990. – 128 с.
34. Дирижабли «Скайшип» фирмы Airship Industries. – Техническая информация ЦАГИ, №22, 1985. – С. 27-35.
35. Дузь П.Д. История воздухоплавания и авиации в России. – М.: Машиностроение, 1989. – 336 с.
36. Егер С.М., Матвеев А.М., Шаталов И.А. Основы авиационной техники: Учебник / Под ред. И.А. Шаталова. – М: МАИ, 1999. – 576 с.

37. Засолов Р.А. Аэродинамические характеристики моделей дирижаблей. – М.: Труды ЦАГИ, выпуск 2268, 1985. – 22 с.
38. Ильинский В. М. Строительная теплофизика (ограждающие конструкции и микроклимат зданий): учеб. пособие для инженерно-строительных вузов. - М.: Высшая школа, 1974.
39. Инновационный газ. Зачем России добывать гелий? // Компания «Эрнст энд Янг». URL: [http://www.ey.com/Publication/vwLUAssets/Innovative-use-of-helium-RUS/\\$FILE/Innovative-use-of-helium-RUS.pdf](http://www.ey.com/Publication/vwLUAssets/Innovative-use-of-helium-RUS/$FILE/Innovative-use-of-helium-RUS.pdf)(дата обращения: 16.06.2014).
40. История воздухоплавания и авиации в СССР./ Под редакцией Попова В.А. – М.: НКАП Государственное издательство оборонной промышленности, 1944. – 647 с.
41. Катанский В.В. Проектирование баллонно-такелажных конструкций и оборудования оболочек воздушных судов. – М., Л.: ОНТИ НКТП СССР Главная редакция авиационной литературы, 1936. – 291 с.
42. Кирилин А.Н. Проекты дирижаблей нового поколения. – «АЭРО» №1, 1992. – С. 30-35.
43. Кирилин А.Н., Болдырева А.А. Методическое обеспечение проектирования воздушно-газовой системы дирижаблей нового поколения – Вестник Дон. гос. техн. ун-та. – 2015. – Т. 15, № 1 (80), DOI 10.12737/10392, ISSN 1992-5980.
44. Кирилин А.Н. Перспективы развития дирижаблестроения. Российско-американский научный журнал «Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем». – Казань – Дайтона Бич, 1999. – С. 26-48.
45. Кирилин А.Н., Ивченко Б.А. Расчет основных проектных параметров дирижаблей мягкого типа. – М.: Русское воздухоплавательное общество, 2000. – 54 с.
46. Кирилин А.Н. Дирижабли – воздушный транспорт третьего тысячелетия. Проект «Ноосферные транспортные системы Сибири и Дальнего Востока». – Новосибирск: Изд-во НГАВТ, 2000. – С. 597-635.

47. Кирилин А.Н. Третий международный съезд по дирижаблям: основные итоги и тенденции развития воздухоплавательной техники. Российско-американский научный журнал «Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем». – Казань – Дайтона Бич, № 2 (10), 2000. – С. 93-98.
48. Кирилин А.Н. Анализ технико-экономических показателей перспективных транспортных дирижаблей. – М.: Вестник Академии наук авиации и воздухоплавания. 2002, №1. – С. 49-59.
49. Кирилин А.Н. Малоразмерные дирижабли. Конструкция и эксплуатация: Учебное пособие. – Москва: Издательство Московского авиационного института, 2003, 116с.
50. Кирилин А.Н. Многоцелевые дирижабли фирмы «Аэростатика». Проект «Ноосферные транспортные системы Сибири и Дальнего Востока». – Новосибирск: Российская Академия естественных наук, 2005, С.541-554.
51. Кирилин А.Н. Оценка возможности создания высоко эффективных комплексов специального назначения и транспортной системы на основе дирижаблей нового поколения. Материалы шестой научно-практической конференции «Перспективные системы и задачи управления», г. Таганрог, 2011. – С. 14-28.
52. Кирилин А.Н. Разработка транспортной системы России на основе дирижаблей нового поколения. Международная Пекинская конференция по дирижаблям «2008 VEATAL Beijing Conference». Тезисы докладов. Beijing, China, 2008. – С.25-27.
53. Кирилин А.Н. Дирижабли. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2013. – 416 с.: ил., ISBN 978-5-7035-2314-8.
54. Козловский В.Б., Худоленко О.В., Дервянко В.С. Аэростатические летательные аппараты для отраслей экономики. – М.: Воздушный транспорт, 2007. – 480 с.
55. Красноперов Е.В. Экспериментальная аэродинамика. Часть II. Опытные данные о силах сопротивления тел простейших форм. Л.-М., ОНТИ НКТП СССР, главная редакция авиационной литературы, 1935. – С 48-49.

56. Критерии летной годности для дирижаблей. Авиарегистр Межгосударственного Авиационного Комитета от 9 октября 1996г. (на основе «Airship Design Criteria», FAA P-8110-2, 1992).
57. Критерии летной годности для транспортных дирижаблей («Transport Airship Requirements», 2000), Германия.
58. Лебедев Н. Экспериментальное исследование с моделями корпусов дирижаблей. ВСНХ СССР. Труды научно-исследовательских институтов промышленности №477. – Л.: Государственное научно-техническое издательство, 1931. – 44 с.
59. Летурнер. Курс аэростатики. Перевод с франц., с дополнениями М.Н. Канищева. Государственное авиационное и автотракторное издательство, М., 1932. – 157 с.
60. Лосик С.А., Козлов И.А. Оборудование дирижаблей. – М-Л.: Оборонгиз, 1939. – 212 с.
61. Малявина Е. Г. Теплотери здания. Справочное пособие, Москва, «АВОК-ПРЕСС», 2007.
62. Нейдорф Р.А., Новиков С.П., Болдырева А.А. Баллонетная подсистема управления состоянием дирижабля и ее математическая модель. - Инновация, экология и ресурсосберегающие технологии (ИнЭРТ-2012): тр. X Междунар. науч.-техн. форума [Электронный ресурс] / ДГТУ. - Ростов н/Д, 2012. - 1 электрон. опт. диск (CD-ROM). - № гос. регистрации 0321203961.- С. 386 - 390.
63. Нейдорф Р.А., Болдырева А.А. Энергетические проблемы управления всплыванием челнока системы МААТ. – Материалы восьмой научно-практической конференции "Перспективные системы и задачи управления" / ТТИ ЮФУ. - Таганрог, 2013. - С. 274 - 282.
64. Нейдорф Р.А., Болдырева А.А. Влияние конструктивных особенностей челнока системы МААТ на задачи и возможности управления. - Материалы восьмой научно-практической конференции "Перспективные системы и задачи управления" / ТТИ ЮФУ. - Таганрог, 2013.- С. 272 - 273.

65. Нейдорф Р.А., Болдырева А.А. Объемный принцип управления подъемом / спуском челноков системы МААТ. - Известия ЮФУ. Технические науки. – 2013. - №7(144). Тематический выпуск Интеллектуальные САПР. - С.184 - 190.
66. Нобиле У. Мои пять лет с советскими дирижаблями. Перевод с англ. Никольского В.И. – Общество воздухоплавания, Акрон, США, 1987. – 137 с.
67. Новые гелиевые перспективы [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://gasweek.ru/index.php/novosti-partnerov/734-novye-gelievye-perspektivy> (дата обращения: 15.06.2014).
68. Нормы летной годности для воздушных судов в рамках пассажирской категории («Lufttüchtigkeitsforderungen für Luftschiffe der Kategorien Normal und Zubringer»), LFLS, Германия, 1999.
69. Обухович В.А., Кульбака С.П. Дирижабли на войне. – М.: «Издательство АСТ», 2000. – 496 с.
70. Основы синтеза систем летательных аппаратов. Под редакцией А.А. Лебедева. – М., Машиностроение, 1987. – 224 с.
71. Политехнический словарь. Редкол.: А. Ю. Ишлинский (гл. ред.) и др. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Советская энциклопедия, 1989. - 656 с.
72. Полозов Н.П., Рейтлингер С.А. Аэростатные газы. Физические свойства. – М.: Военно-воздушная инженерная академия им. Н.Е. Жуковского, 1948. – 160 с.
73. Полозов Н.П., Сорокин М.А. Воздухоплавание. – М.: Воениздат НКО СССР, 1940. – 376 с.
74. Проблемы обледенения летательных аппаратов легче воздуха. Тематическая информация по материалам отечественной и иностранной печати. ДКБА, №4, 1986. – 10 с.
75. Программный комплекс по формированию технико-экономических параметров транспортных дирижаблей нового поколения: свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2015613625 А.Н. Кирилин, А. А. Болдырева. – Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ 19.03.2015 г.

76. Пшихопов В.Х., Медведев М.Ю., Федоренко Р.В. и др. Управление воздухоплавательными комплексами: теория и технология проектирования. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2010. – 394 с.
77. Развитие дирижаблестроения в США во время второй мировой войны и в период 1945-1955 гг. – Бюро научной информации ЦАГИ, 1956. – 39 с.
78. Ричард К. Смит. Авианосцы легче воздуха. – М.: ПК «Воздух», 1999. – 336 с.
79. Рыжов Ю.А. Воздухоплавание – развлечение в стиле «ретро» или один из инструментов решения российских проблем? – Полет №1, Машиностроение, 1998. – С. 30-35.
80. Рынин Н. Курс воздухоплавания. Часть II. «Аэростатика» теоретическая и прикладная. – С.-Петербург: Издание института инженеров путей сообщения императора Александра I, 1911. – 151 с.
81. Савельев И. В. Курс общей физики, т. 1. Механика. Молекулярная физика: Учебное пособие. — 2-е изд., перераб.— Москва: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1982.— С.283–284.
82. Сборник научно-технических работ по дирижаблестроению и воздухоплаванию №15. – Москва, 1998. – 128 с.
83. Томпсон К. Небесный корабль мечты. – Популярная механика, май 2014, № 5 (139).
84. Уорнер Э.П. Аэростатика. – М., Л.: ОНТИ НКТП Государственное научно-техническое издательство по машиностроению и металлообработке, 1934. – 95 с.
85. Феодосьев В.И. Сопротивление материалов. – Главная редакция физико-математической литературы изд-ва «Наука», 1970. - С.292 – 301.
86. Циолковский К.Э. Собрание сочинений, т. III. Дирижабли. – М.: Изд-во АН СССР, 1959. – 316 с.
87. Шкловер А.М., Васильев Б.Ф., Ушков Ф.В. Основы строительной теплотехники жилых и общественных зданий. - М.: Госстройиздат, 1956.
88. Aircraft starts flight testing. – AIRSHIP, The Journal of the Airship Association, № 181, September 2013. – P. 3-8, ISBN 1353-1891.

89. ASHRAE Fundamentals, 1985. ASHRAE.
90. Busemeyer K. L. Hot Air Airships. Airship Technology / [edited by] Gabriel Alexander Khoury. - 2nd ed.p.cm. - Cambridge university press, 2012. – P. 602 – 618, ISBN 978-1-107-01970-6.
91. CBO report on U.S. military airships. AIRSHIP, The Journal of the Airship Association, December 2011. – P. 15 –18.
92. Craig J. Aerostatics. Airship Technology / [edited by] Gabriel Alexander Khoury. - 2nd ed.p.cm. - Cambridge university press, 2012. – P.188 – 208, ISBN 978-1-107-01970-6.
93. Decalling the bud blimp. – AIRSHIP, The Journal of the Airship Association, № 181, September 2013. – P. 19 - 20, ISBN 1353-1891.
94. Dumas A., Trancossi M., Madonia M., Giuliani I., “Multibody Advanced Airship for Transport”, SAE Technical Paper 2011-01-2786, 2011.
95. EADS tropospheric airship. – AIRSHIP, The Journal of the Airship Association, № 181, September 2013. – P. 15 - 16, ISBN 1353-1891.
96. Helium on the Rise, An Air Products Special Report, март 2008 года.
97. Khoury G. Airship Technology / 2nd ed.p.cm. Cambridge university press. 2012. – 749 p, ISBN 978-1-107-01970-6.
98. Khoury G. Review of Unconventional designs. International Airship Convention and Exhibition – 1998, Proceedings. The Airship Association, 26-28 June 1998. – P. 21-43.
99. Kirilin A.N. AEROSTATICA. Airships, Aerospace Journal, March-April 1996. – P. 39-40, 95-96.
100. Kirilin A., Boldyreva A. Functional capabilities of new generation transport airships gas-air system. – Proceedings of the 10th International Airship Convention & Exhibition [Электронный ресурс]. – Friedrichshafen (Germany), 2015. Режим доступа: http://www.airship-convention2015.org/nc/papers_download
101. Kirilin A. Do new generation airships change a paradigm in transport logistics? – Proceedings of the 10th International Airship Convention & Exhibition [Электронный ресурс]. – Friedrichshafen (Germany), 2015.

102. Kirilin A.N., Boldyreva A.A., Timushev S.F., Tsipenko A.V. Thermal calculation of airship hull protection from snow. – Global Journal of Pure and Applied Mathematics. ISSN 0973-1768, Volume 12, Number 1(2016), pp.603-615.
103. Kollman H. Zeppelin NT-A new development in Rigid Airship Technology. – AIRSHIP, The Journal of the Airship Association, №98, 1992. – P. 34-38, ISBN 1353-1891.
104. Male D.H., Gray D.M. Handbook of Snow: Principles, Processes, Management And Use. The Blackburn Press, 1981. - pp. 776, by Item 1-932846-06-9.
105. Mowforth E. Technical Aspects of the Cargolifter project. – AIRSHIP, The Journal of the Airship Association, № 118, December 1997. – P. 9-13, ISBN 1353-1891.
106. Multibody advanced airship for transport (MAAT). AIRSHIP, The Journal of the Airship Association, March 2012. – P. 11 – 13, ISBN 1353-1891.
107. Nayler A. Airship activity and development world-wide – 1998. International Airship Convention and Exhibition – 1998, Proceedings. The Airship Association, 26-28 June 1998. - P. 1-19.
108. Norman J. Mayer. An Assessment of Current Developments in Lighter-than-Air Technology. – Proceedings of 2nd International Airship Conference, Stuttgart/Friedrichshafen, July 03-04, 1996. – P. 75-95.
109. Northrop Grumman evaluating large hybrid airship for cargo. - AIRSHIP, The Journal of the Airship Association, № 181, September 2013. – P. 17, ISBN 1353-1891.
110. Paul A. Adams. Aeroscraft – An Industry Game Changer? AIRSHIP, The Journal of the Airship Association, №178, December 2012. – P. 20 – 25, ISBN 1353-1891.
111. Paul A. Adams. 3rd cargo airships for Northern operations workshop. - AIRSHIP, The Journal of the Airship Association, № 181, September 2013. – P. 21-24, ISBN 1353-1891.
112. Payne Lee. Lighter than air. An illustrated history of the airship. – Orion Books, New York, 1991. – 310 p.
113. PEGASOS 2013 blog. - AIRSHIP, The Journal of the Airship Association, № 181, September 2013. – P. 27-35, ISBN 1353-1891.

114. Robert MH Knotts BA MBA M Phil (Engineering). Graphene for Airships. Proceedings of 9th International Airship Conference, Ashford, 2012, ISBN 0-9528578-8-x.
115. R. K. Smith. The airships Akron and Macon. Flying aircraft carriers of the United States Navy. USA, Maryland, Annapolis: United States Naval Institute, 1965, P. 305-307.
116. Sir Andre Geim Creates True Helium-Tight Graphene. Helios Airships. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://heliosairships.blogspot.co.uk/search?updated-max=2012-02-20T05%3A43%3A00-08%3A00&max-results=4> (дата обращения: 04.04.2015).
117. Skyship 600 Weight statement. – Journal “GASBAG”, ISSN: 1172-3637, № 22, December 1994, The-Lighter-Than-Air Institute Auckland New Zealand, P. 53-59.
118. Song Qi and other. The simulation and analysis of diurnal different temperature in the process of station of stratospheric airships. Proceedings of the 9th International Airship Conference, Ashford, 2012, ISBN 0-9528578-8-x.
119. Software package for gas and fluid flow simulation FlowVision. Version 2.5.0. Manual CAPVIDIA, 1999-2007 Leuven, Belgium.
120. Symposium Report. 18th Annual Symposium “Airships in the 21st Century”. AIRSHIP, The Journal of the Airship Association, 1992, № 98, ISBN 1353-1891.
121. Talesnikov M. The latest development of Hybrid Airship Technology. Proceedings of the 9th International Airship Conference, Ashford, 2012, ISBN 0-9528578-8-x.
122. Voloshin V., Chen Y., Neydorf R. and Boldyreva A. Aerodynamic characteristics study and possible improvements of MAAT feeder airships. – SAE 2013. Aero-Tech Congress & Exhibition [Электронный ресурс]. - Montreal (Quebec, Canada), 2013. - Режим доступа: <http://papers.sae.org/2013-01-2112>, doi: 10.4271/2013-01-2112.
123. Wilcox, D. C. Turbulence modeling for CFD // DCW Industries, Inc., 1994.-460 p.
124. White F. M. Fluid Mechanics, 4th ed. New York: McGraw Hill, 2003, 1023 p.
125. Zeppelin NT Description and Landing Techniques. – AIRSHIP, The Journal of the Airship Association, № 108, June 1995. – P. 11-20, ISBN 1353-1891.

ПРИЛОЖЕНИЯ

УТВЕРЖДАЮ
 Заместитель генерального директора
 ЗАО «Аэростатика»

 М.И. Павлушенко
 «18» января 2016 г.

АКТ

о внедрении результатов кандидатской диссертационной работы
 Болдыревой Анны Александровны

«18» января 2016 г.

Комиссия в составе:

Председатель:	Старший научный сотрудник, к.т.н.	Алексеев Александр Альбертович
Члены комиссии:	Зам. главного конструктора	Кузнецов Андрей Геннадьевич
	Зам. главного конструктора	Хитров Игорь Викторович

составили настоящий акт о том, что результаты диссертационной работы «Разработка новых технических решений и методов проектирования воздушно-газовой системы дирижаблей нового поколения», представленной на соискание ученой степени кандидата технических наук, использованы в проектно-конструкторской деятельности Научно-производственной фирмы ЗАО «Аэростатика» в виде:

1. Методик проектирования и моделирования основных параметров воздушно-газовой системы и воздушно-тепловой противообледенительной системы корпуса дирижабля;
2. Табличных и графических зависимостей основных параметров воздушно-газовой системы от объема, высоты полета, скорости и типа газа (теплой, флегматизированный водород, воздух);
3. Технических предложений по выполнению схемных решений воздушно-тепловой противообледенительной системы корпуса дирижабля, а также оценки их энергетической эффективности, позволившей выявить предпочтительное схемное решение;

4. Практических рекомендаций по заданию геометрических и физических параметров воздушных и газовых клапанов воздушно-газовой системы дирижабля;

5. Усовершенствованного многопараметрического блока «Аэростатика», внедренного в модернизированный «Программный комплекс по формированию технико-экономических параметров транспортных дирижаблей нового поколения», написанного на языке объектно-ориентированного программирования С++.

По результатам совместных разработок получено 1 свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2015613625 от 19.03.2015 А.Н. Кирилин, А. А. Болдырева. «Программный комплекс по формированию технико-экономических параметров транспортных дирижаблей нового поколения».

Использование указанных результатов позволяет повысить качество проектирования воздушно-газовой системы многоцелевых, транспортных и высотных дирижаблей жесткого типа нового поколения.

Результаты диссертационной работы были использованы при:

- разработке эскизно-технического проекта «Комплексе дистанционно-пилотируемого дирижабля для ретранслятора связи», выполняемого по заказу МО РФ, 2012 г.;

- разработке проекта «Формирование облика целевой нагрузки дирижабля, предназначенного для ведения аварийно-спасательных работ при ликвидации чрезвычайных ситуаций», выполняемого по заказу МЧС РФ, 2012г.;

- разработке материалов в эскизный проект системы 201С6 в части высотных и стратосферного дирижаблей для обеспечения функционирования РЛС и специальных оптико-электронных комплексов, выполняемого по заказу МО РФ, 2014 г.;

- выполнении прикладных научных исследований по соглашению о предоставлении субсидии Министерством образования и науки РФ в целях реализации федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014 - 2020 годы». Уникальный идентификатор прикладных научных исследований (проекта) RFMEF157614X0058, 2014 г.

Председатель:



А. А. Алексеев

Члены комиссии:



А.Г. Кузнецов



И.В. Хитров

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



СВИДЕТЕЛЬСТВО

о государственной регистрации программы для ЭВМ

№ 2015613625

Программный комплекс по формированию
технико-экономических параметров транспортных
дирижаблей нового поколения

Правообладатель: *Закрытое акционерное общество «Аэростатика»*
(RU)

Авторы: *Кирилин Александр Николаевич (RU),*
Болдырева Анна Александровна (RU)

Заявка № 2015610462

Дата поступления - 27 января 2015 г.

Дата государственной регистрации

в Реестре программ для ЭВМ 19 марта 2015 г.



Врио руководителя Федеральной службы
по интеллектуальной собственности

Л.Л. Кирий